空间飞行器设计

褚桂柏　主编

航空工业出版社

责任编辑：闫　萍



ISBN7-80134-090-6
V·217
定价：40.00元

空间飞行器设计

褚桂柏 主编

杨嘉墀
张国富 主审

航空工业出版社

内 容 提 要

本书系统地介绍了空间飞行器设计的基本原理，并对许多学科的技术问题和各学科间的相互关系及其对设计决策的影响做了一定深度的描述。本书着重于空间飞行器设计实际应用的基本方面，包括基本知识描述、设计方程和图表以及大量的实践经验总结。本书是一本知识新、系统性强、适用于空间飞行器的系统设计和分析。对从事各类空间飞行器研究、设计、管理、试制和试验的科研人员，是一本有重要价值的参考书，对航天院校师生也是一本优秀的教科书。

图书在版编目（CIP）数据

空间飞行器设计/褚桂柏主编·—北京：航空工业出版社，1996.12
ISBN 7-80134-090-6

Ⅰ.空… Ⅱ.褚… Ⅲ.飞行器-设计 Ⅳ.V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字（96）第 19938 号

航空工业出版社出版发行
（北京市安定门外小关东里 14 号 100029）
北京宇星舟科技印刷厂印刷 全国各地新华书店经售
1996 年 12 月第 1 版 1996 年 12 月第 1 次印刷
开本：787×1092 1/16 印张：28 字数：669 千字
印数：1—1000 定价：40.00 元

序

航天技术的开创和发展是20世纪50年代后期世界科技界最引人注目的成就。它迅速地从探索走向实际应用，而且不断扩大，有些应用已进入产业化运行，有些应用具有广泛的科学意义和社会效益。航天工程是一项耗费大量人力、物力、财力和资源的大型复杂的系统工程。它涉及到运载工具、空间飞行器、发射场、测控系统以及地而应用系统等几个大系统。其中核心部分无疑是空间飞行器，特别是卫星。卫星木身也是由结构、姿态和轨道控制、热控、能源、数据管理、道信、有效载荷等几个分系统组成的。几十年来应用卫星的发展是容量从小到大，功能从简单到综合，卫星的体积和重量也相应加大；因而研制周期长、投资大、风险性也大。自从80年代中期以来，出现了新型的小卫星和微卫星，局面有所改观，但在一些应用领域，小卫星还不能取代大而综合的卫星。

空间飞行器设计涉及到力学、光学、传热、自动控制、无线电电子学、能源等多学科的专门和综合知识。为了更快、更好、更省的研制卫星，要采用先进制造的组织、管理与生产的并行工程方法。要求产品从设计一开始就要对任务进行详细的分析，确定技术指标，对下一步的制造、工艺、装配、测试验证、发射、运行等全过程进行综合考虑，还要注意到可靠性、质量和成本等问题。这就要求设计人员，包括总体、分系统、部件和有效载荷的设计人员，都要有总体概念，具有一体化的思想，以确保任务的全而完成。随着计算机应用的发展，卫星计算机辅助设计已逐步形成一套比较完整的较、硬件支持环境。但是使用这些工具的设计人员还需要具有宽广和全而的知识，才能协同工作，发挥集体的智慧，取得全局的优化效果。

本书各章作者大多是具有长期从事空间飞行器设计工作经验的工程技术人员。内容不但包括结构、热控、姿控和轨控、能源、测控、通信、数据管理等专门知识，还包括卫星轨道、总体性能、电磁兼容性、可靠性、测试方法等共性知识，都是卫星设计人员必须具备的基础知识。最后一章探讨了卫星研制的成本问题，是一个值得重视的问题。不久的将来，为了争夺卫星的国内外市场，我国设计人员也必须了解一定研制成本的知识，以期走出一条更省的研制卫星的通路。

杨嘉墀

1996年3月

前　言

人类航天活动的实际成就起始于 20 世纪 50 年代。30 多年来，航天活动扩大了人类的知识宝库和物质资源，对人类的生产活动和日常生活产生了重大的影响，并带来了巨大的社会效益、技术效益、经济效益和军事效益。航天活动大大推动了现代科学技术和现代工农业向前发展，在许多国家已成为国民经济和军事部门重要的组成部分。

在 30 多年的国际航天活动中，大致经历了两个阶段。一是航天技术研究、开发和应用阶段，即信息获取和传输阶段。重点是从空间飞行器上利用遥感手段，观测和研究陆地、海洋和大气，观测、研究和预报气象情况，勘查水利和森林资源，发现有用矿藏，观测农作物生长情况和土地规划，预报自然灾害，揭示环境污染源；利用无线电传输技术，进行卫星通信、导航，使地面通信、广播、导航技术的发展有了一个质的飞跃；利用空间探测器进入宇宙空间进行科学探测活动，揭示太空和宇宙天体的奥秘，建立了空间天文学、空间物理学、空间地质学等新学科。二是空间环境研究和利用阶段。在载人、有人照料或无人轨道飞行期间，研究和利用空间高真空、高洁净、微重力和强辐射等独特的环境效应，进行材料研究和加工、生命科学研究和药物制取等，建立了空间材料学、空间流体力学、空间生物学、宇宙医学等新学科。此阶段除扩大信息获取传输外，不断进行新的空间科学研究和获得物质产品。

截至 1995 年底，世界各国发射成功的空间飞行器，包括人造卫星、空间探测器、载人飞船、空间站和空间平台等约 5000 颗，其中大量地是各类人造地球卫星。本书侧重于卫星工程设计原现和实际应用的基本方面。其工程设计原理同样实用于大多数其他空间飞行器的系统设计。

编著本书有两个目的：第一，本书可以用作高年级大学生和研究生们的教科书，使他们基本了解空间飞行器设计知识；第二，本书可以作为空间飞行器系统设计师们的参考书，因为空间飞行器设计涉及各学科的相互影响。

本书各章内容安排如下：

第 1 章绪论。描述世界和中国航天发星简史，卫星系统工程，人造卫星的分类和系统组成。

第 2 章介绍空间环境及其对航天活动的影响。讨论地球大气，地球电离层，地球磁场和其他环境因素及其对航天活动的影响。

第 3 章介绍卫星轨道设计。讨论二体问题，轨道摄动，回归轨道，太阳同步轨道，地球静止轨道等几种常用的特殊轨道。卫星轨道设计的参数确定原则、理论计算、误差分析、发射窗口和变轨问题。

第 4 章介绍卫星总体性能设计参数选择。讨论总体性能参数的分类和选择，有效载荷参数选择。

第 5 章介绍构形设计。讨论构形设计的一般原则、设计过程、外形选择、总体布局、质量分配，以及卫星模块化设计和质量特性计算。

第 6 章介绍结构系统。讨论结构系统的功能、组成和分类，结构设计的要求、原则、载

荷和设计过程，结构材料以及结构分析的内容和方法。

第 7 章介绍热控制系统。描述卫星热设计基础，热分析计算，常用的热控制材料和装置，整星热平衡试验以及热控制技术的发展前景。

第 8 章介绍姿态和轨道控制系统。讨论卫星姿态和轨道控制的任务、分类、系统组成，卫星姿态运动学和动力学，姿态确定以及姿态和轨道控制的控制方式。

第 9 章介绍电源系统。讨论电源系统的功能和系统组成，电源系统设计，太阳电池阵，蓄电池组以及电源控制设备。

第 10 章介绍测控与通信系统。讨论遥测、遥控和跟踪分系统设计，以及通信方程和通信体制。

第 11 章介绍数据管理系统。讨论数据管理系统的体系结构、技术要求和系统设计。

第 12 章介绍总体电路设计和电磁兼容性。描述卫星总体电路的供配电、接地、接口电路设计、电缆设计，描述电磁兼容性的基本概念，电磁干扰耦合，系统 EMC 控制与预测分析。

第 13 章介绍可靠性设计。讨论可靠性的要求确定、模型建立、预计、分配，故障模式影响和危害度分析（FMECA），元器件、材料和工艺的选择与使用，软件的可靠性设计等。

第 14 章介绍卫星环境试验。讨论卫星环境试验的目的、任务和发展方向，卫星环境试验的内容和方法。

第 15 章介绍成本分析。讨论卫星成本分析基础，卫星工程大系统费用模型，卫星系统费用估算，发射系统费用分析。

本书由褚桂柏教授主编，参加本书编著的有：序，杨嘉墀院士；前言，第一、五章褚桂柏教授；第二章张永维教授；第三章张云彤高工；第四章吴开林教授；第六章冯纪生教授；第七章过久镕教授；第八章吕振铎教授；第九章韩国经教授；第十章姜昌教授；第十一章叶万庚教授；第十二章章秀珍高工、郝修来高工；第十三章徐蕾高工；第十四章王绍田教授；第十五章杨照德教授。本书作者们都是我国多年从事航天技术工作的各学科技术专家。

本书初稿完成后，杨嘉墀院士、张国富教授进行了审阅，并提出了许多宝贵意见，在此表示衷心的感谢。

由于作者水平有限，书中难免出现谬误和不妥之处，恳请读者批评指正。

褚桂柏

1995 年 12 月

目　　录

第1章 绪　　论

1.1 世界航天发展简史

遨游太空，探索浩瀚的宇宙，是人类千百年来的美好幻想。在远古，我国就流传着嫦娥奔月的美好传说；在公元前1700年，我国有“顺风飞车，日行万里”的说法，还绘制了飞车腾云驾雾的想像图。世界各国也有许多关于“月球旅行”的美好传说。

人类为了扩大社会生产活动，必然要不断地开拓新的天地。人类活动范围，经历了从陆地到海洋，从海洋到大气层，从大气层到宇宙空间的逐渐扩展的过程。人类活动范围的每一次飞跃，都大大增强了认识和改造自然的能力，促进了生产力的发展和社会进步。

自从1957年10月4日世界上第一颗人造地球卫星上天以来，到1990年12月底，前苏联、美国、法国、日本、英国、印度等国家以及欧洲航天局先后研制出约80种运载火箭，修建了10多个大型航天发射场，建立了完善的地球测控网，世界各国和地区先后发射成功4127个航天器（见表1-1）。其中包括3875个各类卫星，141个载人航天器，111个空间探测器。几十个应用卫星系统投入运行，目前航天员在太空的持续飞行时间长达438天，有12名航天员踏上月球，空间探测器在太空的探测活动大大更新了人类有关空间物理和空间天文方面的知识。有一百多个国家和地区参加了航天活动，利用航天技术获得的成果或制定了本国航天活动计划。航天活动在许多国家已成为国民经济和军事部门重要的组成部分。

航天技术是现代科学技术的结晶，它以基础科学和技术科学为基础，集中应用了20世纪许多工程技术的新成就。力学、热力学、材料学、医学、电子技术、光电技术、自动控制、喷气推进、计算机、真空技术、低温技术、半导体技术、制造工艺学等对航天技术的进一步发展起了重要作用。这些科学技术在航天应用中互相交叉和渗透，产生了一些新学科，使航天科学技术形成了完整的体系。航天技术不断提出的新要求，又促进了这些科学技术的进步。

1.1.1 火箭技术

航天飞行的历史从火箭技术的历史开始，没有火箭也就没有航天飞行。

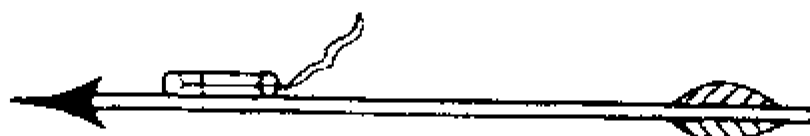


图1-1 明朝天启元年（1621年）茅元仪所著《武备志》上所画的火箭

火药是中国古代的四大发明之一，火箭是在火药发明之后中国人发明的。早在宋真宗咸平三年（公元1000年）唐福献应用火箭原理制成了战争武器（见图1-1），而后传到外国。

表 1-1 各国发射成功的航天器(截止到 1990 年 12 月底)

类别 \ 国别 \ 个数	前苏联	美国	日本	中国	法国	欧空局	其他国家和地区	小计	占总数的百分比(%)
对地观测卫星	1293	513	4	14	8	4	4	1840	44.58
通信和广播卫星	680	189	14	6	7	7	84	987	23.92
导航卫星	159	56						215	5.21
载人航天器	72	69						141	3.42
其他航天器	457	334	34	10	8	17	84	944	22.87
总 计	2661	1161	52	30	23	28	172	4127	100
占总数的百分比(%)	64.48	28.13	1.26	0.73	0.56	0.68	4.17	100	

传说在 14 世纪末，中国的万户在坐椅背后安装 47 支当时最大的火箭，两手各持大风筝，他让人把自己捆在椅子上，再用火同时点燃火箭。万户试图借助火箭的推力和风筝的升力升空。虽然尝试失败了，但他是世界上第一个试验利用火箭飞行的人。为纪念这位勇士，月球表面东方海附近的一个环形山以万户命名。18 世纪，印度军队在抗击英国和法国军队的多次战争中曾大量使用火箭并取得良好的结果。由此推动了欧洲火箭技术的发展。曾在印度作战的英国人康格雷（William Congreve）对印度火箭作了改进。他确定了黑火药的多种配方，改善了制造方法并使火箭系列化，最大射程可达 3 公里。19 世纪 70 年代以后，火炮技术在使用性能方面有新的突破，火箭终于被准确度很高的火炮所代替。虽然如此，这些初期火箭的原理却成了近代火箭技术的最初基础。

19 世纪末 20 世纪初，火箭才又重新蓬勃地发展起来。近代的火箭技术和航天飞行的发展，涌现出许多勇于探索的航天先驱者，其中代表人物有 К. Э. 齐奥尔科夫斯基（Константин Эдуардович Циолковский），R. H. 戈达德（Robert Goddard），H. 奥伯特（Hermann Oberth）。

俄国和前苏联科学家齐奥尔科夫斯基一生从事了利用火箭技术进行航天飞行的研究。在他的经典著作中，对火箭飞行的思想进行了深刻的论证，最早从理论上证明用多级火箭可以克服地心引力进入太空。他建立了火箭运动的基本数学方程，奠定航天学的基础。他首先提出了使用液体推进剂火箭的倡议，经过了短短的 30 年就实现了。他大致预见到现代火箭的真实结构，并论述了关于液氢-液氧作为推进剂用于火箭的可靠性。指出过用新的燃料（原子核分解的能量）来作火箭的动力；并具体地阐明了用火箭进行航天飞行的条件、火箭由地面起飞的条件，人造地球卫星及实现飞向其他行星所必须设置中间站的设想。他还提出过许多的技术建议，如他建议使用燃气舵来控制火箭，关于用泵来强制输送推进剂到燃烧室中的必要性，以及用仪器来自动控制火箭等，都对现代火箭和航天飞行的发展起了巨大的作用。

美国的戈达德博士在 1910 年开始进行近代火箭的研究工作。他在 1919 年出版的《达到极大高度的方法》论文中，提出了火箭飞行的数学原理，指出火箭必须具有 7.9 km/s 的速度才能克服地球的引力。他认识到液体推进剂火箭具有极大的潜力，1926 年 3 月他成功地研制和发射了世界上第一枚液体推进剂火箭，飞行速度 103 km/h，飞行距离 56 米。

德国的奥伯特教授在他 1923 年出版的《飞向星际空间的火箭》一书中不仅确立了火箭在宇宙空间真空中工作的基本原理，而且还说明火箭只要能产生足够的推力，便能绕地球轨道飞行。同齐奥尔科夫斯基和戈达德一样，他也对许多种推进剂的组合进行了广泛的研究。

真正的近代火箭的出现是在第二次世界大战时的法西斯德国。早在 1932 年德国就发射 A2 火箭，飞行高度达 3 公里。1942 年 10 月发射成功 V-2 火箭（A4 型），其主要性能见表 1-2。V-2 火箭的发射成功，把航天先驱者的理论变成现实，在现代火箭技术发展史上占有重要的地位。

表 1-2 V-2 火箭的主要数据

项　目	名　称	单位	数据
火箭重量的分配	炸药量（硝酸及三硝基甲苯之混合物）	公斤	980
	壳体结构和推进剂贮箱	公斤	1750
	涡轮泵系统	公斤	450
	燃烧室	公斤	550
	附件	公斤	300
	推进剂（酒精+液氧）	公斤	8750
	供给涡轮泵用的辅助燃料	公斤	200
	火箭总重量	公斤	12980
	总推力	公斤力	27200
	最大飞行高度	公里	85
	最大飞行速度	公里/秒	1.500
	射程	公里	190

1.1.2 卫星时代

人造地球卫星的概念早在 1945 年就在美国出现，美国海军航空局已着手研究一种把科学仪器送入太空的卫星，次年美国陆军航空局在审查“兰德计划”的一项类似的研究报告中，就有“实验性环球空间飞行器”的初步设计。随着现代科学技术和一系列大功率运载火箭的发展，为人造地球卫星的研制和发射打下了坚实的基础。

1957 年 10 月 4 日，前苏联用“卫星”号运载火箭把世界上第一颗人造地球卫星送入太空，卫星呈球形，外径 0.58 米，外伸 4 根条形天线，重 83.6 公斤，卫星在天上正常工作了三个月。同年 11 月 3 日，前苏联发射了第二颗卫星，卫星呈圆锥形，重 508.3 公斤，这是一颗生物卫星，除了利用小狗“莱伊卡”作生物试验外，还用于探测太阳紫外线、X 射线和宇宙线。按照今天的标准衡量，前苏联的第一颗卫星只不过是一个伸展开发射机天线的圆球，但它却是世界第一个人造天体，把人类几千年的梦想变成现实，为人类开创了航天新纪元。

人造地球卫星出现之后，60 年代前苏联和美国发射了大量的科学实验卫星、技术实验卫星和各类应用卫星。70 年代军、民用卫星全面进入应用阶段，并向侦察、通信、导航、预警、气象、测地、海洋和地球资源等专门化方向发展。同时各类卫星亦向多用途、长寿命、高可靠性和低成本方向发展。80 年代后期新起的单一功能的微型化、小型化卫星是卫星发展上的新动向，这类重量轻、成本低、研制周期短、见效快的小型卫星将是未来卫星的一支生力军。除美、苏外，中国、由法国和西德等十二个国家组成的欧洲航天局、日本、印度、加拿大、巴西、印尼、巴基斯坦等国都拥有自己研制的卫星。有一百多个国家和地区参加了航天活动，利用卫星技术获得的成果成制定本国和地区性航天活动计划。

为什么经过短短的三十多年，航天活动取得了如此迅速的发展呢？除了美、苏搞空间军备竞赛发射了大量的军事应用卫星外，主要是人类一开始就非常重视航天技术的应用。航

天活动大大扩大了人类知识宝库和物质资源，给人类日常生活带来了重大的影响和巨大的经济效益。航天活动大大推动了现代科学技术和现代工农业的向前发展。在许多国家已成为国民经济和军事部门重要的组成部分。

1.1.3 空间探测

空间探测的主要目的是：了解太阳系的起源、演变和现状；通过对太阳系内的各主要行星及其卫星的比较研究进一步认识地球环境的形成和演变；了解太阳系的变化历史；探索生命的起源和演变。空间探测器实现了对月球和行星的逼近观测和直接取样探测，开创了人类探索太阳系内天体的新阶段。

月球探测 月球是地球的唯一的天然卫星，自然成为空间探测的第一个目标。直接考察月球有助于更好地了解地—月系统的起源，月球是未来航天飞行理想的中间站和人类进入太阳系空间的第一个定居点。

美国和前苏联自 1958 年至 1976 年 8 月共发射过 83 个无人月球探测器，其中美国 36 个，前苏联 47 个。发射成功的主要月球探测器见表 1-3。此后，美、苏再也没有发射过无人月球探测器。1990 年 1 月日本发射了一颗月球探测器，成为第三个向月球发射探测器的国家。探测器由两部分组成，一部分（182 公斤）进入大椭圆轨道，在地-月系统中飞行，另一部分（11 公斤）在月球轨道上飞行。日本还计划在 1996 年 2 月发射一颗重 550 公斤（含推进剂 190 公斤）的月球-A 探测器。

月球探测已经实现的主要方式有：(1) 在月球近旁飞过或在其表面硬着陆，利用这个过程的短暂时间探测月球周围环境和拍摄月球照片；(2) 以月球卫星的方式获取信息，其特点是探测时间长并能获取较全面的资料；(3) 在月球表面软着陆，可拍摄局部地区的高分辨率照片和进行月面土壤分析。

行星和行星际探测 人类长期借助于天文望远镜观测行星表面的细节，发现了土星光环、木星卫星和天王星；运用万有引力定律陆续发现了海王星和冥王星；借助于近代照相术、分光术和光度测量技术对行星表面的物理特性和化学组成有了一定的认识。然而人们在地面隔着大气层观测行星，已经不能满足对行星的深入研究。行星和行星际探测器为行星和行星际空间的研究提供了新的手段。

自 1960 年至 1978 年美、苏和西德共发射了 63 个行星和行星际探测器，其中美国 23 个，前苏联 38 个，西德 2 个。主要发射成功的行星和行星际探测器见表 1-4。采用的探测方式有：(1) 从行星附近飞过拍摄照片，测定它们的辐射和磁场；(2) 在行星表面硬着陆，直接探测行星大气；(3) 绕行星飞行，成为行星的人造卫星；(4) 在行星上软着陆，对行星表面进行细致的分析和探测。1960 年 3 月发射了第一个行星际探测器"先驱者"5 号，进入了一条 0.8～1.0 天文单位的椭圆日心轨道，测量了行星际磁场、行星际粒子和太阳风，探测表明太阳风像喷水池螺旋形喷水图形；发现地球磁场在向着太阳的一面被太阳风压缩，另一面至少延伸到 500 万公里远。1962 年 8 月发射的"水手"2 号成功地飞过金星，发现金星没有磁场和辐射带。1970 年 8 月发射的"金星"7 号第一次降落金星表面，探测表明金星表面温度为 475℃，压力为 90±15 个大气压。多次探测表明金星有稠密的大气层和厚厚的云层和频繁的闪电，发现金星大气中二氧化碳占 97%，氮气占 1%～3%，水汽占 0.1%～0.4%。1964 年 11 月发射的"水手"4 号飞过火星，探测表明火星没有辐射带和磁场，测

量到火星电离层的特性和大气密度垂直分布，火星表面大气压不到海平面大气压的百分之一，照片表明火星上的环形山与月球相似。1975 年 8 月发射的“海盗”1 号第一次在火星上着陆成功，探测表明火星大气中尘土含量很高，火星大气本身二氧化碳占 95%，氮占 2.7%，还有微量的氩、氧和水汽；对火星土壤分析表明，硅占 15%～20%，铁占 4%，还有少量的钙、铝、硫、钛、镁、铯和钾。1973 年 11 月发射的“水手”10 号，同水星相会的探测表明，水星有极稀薄的含有微量氩、氖和氦的大气，只有地球大气的一万亿分之一；水星表面温度在 510～-210℃之间；水星有磁场，强度是地球磁场强度的百分之一，照片表明水星有密密麻麻的环形山。1972 年 2 月和 1973 年 4 月发射的“先驱者”10 号和 11 号发现木星的辐射带强度是地球辐射带强度的 10000 倍，而且它的脉动磁场延伸到土星附近，发回了木星和土星云量的图像，有关土星主外光环很有价值的资料，它们通过小行星带时没有受到损害，它们最终将飞出太阳系进入恒星际空间，它们带有会被地外文明世界理解的信息牌。

1.1.4 载人航天

载人航天在航天活动中占有重要位置。尽管航天器携带的装置精确、灵敏度高、能自动观察、操作、储存、处理数据，但它们不能代替人的思维。初期载人航天器一方面研究航天技术，另一方面进行生物学和医学试验，研究航天员在长期失重条件下的反应，航天员在密闭舱中的工作能力，航天器对接时和走出航天器时的人的生理反应。

前苏联自 1961 年 4 月到 1970 年 9 月共发射了 17 艘载人飞船（“东方”号 6 艘、“上升”号 2 艘、“联盟”号 9 艘）。1965 年 3 月航天员在“上升”号上第一次走出飞船，1966 年 1 月两艘“联盟”号飞船第一次在轨道上交会对接，并实现两个航天员从一艘飞船向另一艘飞船转移。1971 年到 1982 年发射了 7 艘重量为 18～20 吨的“礼炮”号空间站，截至 1985 年还发射了 27 艘载人飞船（“联盟”T 号、TM 号）和 25 艘无人飞船（“进步”号）用作天地往返运输系统。1986 年发射了“和平”号空间站，它是未来永久性空间站的核心舱，将于 90 年代建成由 7 个舱组成的大型空间站。俄罗斯计划 21 世纪前期发射无人和载入火星飞船以及建立载人月球基地。

美国自 1961 年 5 月至 1966 年 11 月发射了 16 艘载人飞船（“水星”和“双子星座”）。“水星”和“双于星座”计划是载人登月飞行目标“阿波罗”计划的头两个阶段。1965 年 6 月“双子星座”飞船上的航天员第一次步入太空，1966 年 3 月“双子星座”-8 号和“阿金纳”飞行器在轨道上第一次成功地实现对接，此后，“双子星座”飞船系统进行过多次交会和对接。1967 年至 1972 年共发射了 14 次“阿波罗”飞船（其中 3 次无人飞行，3 次载人绕月飞行，6 次载入登月飞行，12 名航天员登上月球）。1973 年发射了“天空实验室”并和“阿波罗”飞船进行过对接。1969 年尼克松政府宣布 70 年代研制载人航天飞机，1984 年里根政府宣布 90 年代建立永久性载人空间站。

1.2 中国航天发展简史

中国的航天事业创建于 50 年代中期，1956 年国家制定了 12 年科学发展规划，把喷气推进和火箭技术列为国家的重点发展项目。同年建立了中国第一个导弹、火箭研究机构——

表1-3 美、苏发射成功的无人月球探测器

名　称	发射日期	运载火箭	重量(公斤)	任　务
月球2号(前苏联)	1959.9.12	A-1	390	第一个击中月球
徘徊者7号(美国)	1964.7.28	宇宙神-阿金纳	366	撞在Cognitum海之前,向地球发送了4306张高分辨率月球照片
月球9号(前苏联)	1966.1.31	A-2-e	1583	首次软着月成功,着月点在北纬7°8′,西经64°33′。在四天中,向地球发射了电视全景照片和辐射照片资料。着月舱重100kg
月球10号(前苏联)	1966.3.31	A-2-e	1600	第一颗成功的月球卫星,卫星重245kg,绕日轨道350×1017km,轨道周期178.3分钟,倾角71°32′。工作寿命56天
勘测者1号(美国)	1966.5.30	宇宙神-人马座	995	在南纬2°27′,西经43°11′处软着月。在6个星期中,向地球发送11237张照片和工程数据
月球轨道器1号(美国)	1966.8.10	宇宙神-阿金纳	385	进入40×1865km月球轨道,倾角12°12′。向地球发回211张月球电视照片
月球12号(前苏联)	1966.10.22	A-2-e	1625	月球轨道:100×1740km,轨道周期205分钟,倾角15°。向地球发送月面的电视照片
月球轨道器2号(美国)	1966.11.6	宇宙神-阿金纳	390	月球轨道:40×1845km,倾角11°48′。向地球发回了184张阿波罗可能的登月点的电视照片
勘测者3号(美国)	1967.4.17	宇宙神-人马座	1035	在月球南纬2°56′,西经23°20′软着月,向地球发回了6315张电视照片和工程数据。它在登上月面的重量为283kg
探险者35号(美国)	1967.7.19	加大推力的德尔它	104	月球轨道:804×7400km,倾角147°。向地球发回了粒子和磁场资料
勘测者5号(美国)	1967.9.8	宇宙神-人马座	1005	在月球北纬1°25′,东经22°5′软着月。向地球发送18000张电视照片。第一次做了月球土壤化学分析
勘测者7号(美国)	1968.1.7	宇宙神-人马座	1008	在月球南纬40°53′,西经11°26′的泰谷环形山附近软着月。向地球发回21274张电视照片和化学分析数据
探测器6号(前苏联)	1968.11.10	D-1-e	5600	绕月飞行,返回地球
月球16号(前苏联)	1970.9.12	D-1-e	5600 登月器重量 1880	第一次成功的月球土壤自动取样,并返回飞行。取样位置在南纬0°41′,东经56°18′
月球17号(前苏联)	1970.11.10	D-1-e	5600	月球车1号重756kg;下降空重1080kg,落在月面上的有效载荷总重1836kg。第一个成功的自动月球漫游者。登月点位于北纬38°18′,西经35°的雨海
阿波罗15号(美国)P和F子卫星	1971.7.26	土星V	36	从阿波罗15号的飞船上释放出的粒子和磁场子卫星
月球20号(前苏联)	1972.1.14	D-1-e	5600	自动月球取样,返回地球。取样地点在北纬3°32′,东经56°33′的月球高原上
月球22号(前苏联)	1974.5.29	D-1-e	5600	月球轨道,完成了大量机动
月球24号(前苏联)	1976.8.9	D-1-e	5600	月球土壤深处取样,返回地球。取样地点在北纬12°45′,东经62°12′

表 1-4 发射成功的行星和行星际探测器

名　称	发射日期	运载火箭	重量(公斤)	任　务
先驱者 5 号(美国)	1960.3.11	雷神-艾布尔	43	第一个深空探测器,从 3650 万公里远处发回探测数据
水手 2 号(美国)	1962.8.27	宇宙神-阿金纳		第一个成功地飞过金星,发现金星有稠密的大气层,表面灼热,没有磁场
水手 4 号(美国)	1964.11.28	宇宙神-阿金纳		第一个成功飞过火星的探测器,发现火星表面布满环形山,没有运河,没有水;大气的主要成分是二氧化碳,大气压为地球海平面大气压的 1/100
金星 3 号(前苏联)	1965.11.16	A-2-e	960	第一次进入金星大气的探测器,但未发回任何探测数据
金屋 4 号(前苏联)	1967.1.12	A-2-e	1106	第一次成功的进入金星大气飞行,发回了离金星表面不到 25km 的探测数据。进入探测器重 383kg
先驱者 8 号(美国)	1967.12.13	加大推力的德尔它	66	在地球的轨道以外绕太阳飞行的太阳探测器
先驱者 9 号(美国)	1968.11.8	加大推力的德尔它	67	在地球的轨道以内绕太阳飞行的太阳探测器
木手 6 号(美国)	1969.2.24	宇宙神-人马座	413	飞越火星探测器,发回了探测数据和 75 张照片
金星 7 号(前苏联)	1969.3.27			飞越火星探测器,发回了探测数据和 126 张照片
水宇 9 号(美国)	1971.5.30	宇宙神-入马座		第一个成功的火星轨道器,发回火星表面和火星卫星照片共 7000 多张
先驱者 10 号(美国)	1972.3.3	宇宙神-入马座	258	第一个成功的飞过木星的探测器
先驱者 11 号(美国)	1973.4.6	宇宙神-人马座	259	木星探测器、第一次成功地飞过土星,对土星环结构进行了详细观测
水手 10 号(美国)	1973.11.3	宇宙神-人马座	503	在飞过金星过程中第一次发回了金星电视照片。3 次同水星相会
太阳神 1 号(西德)	1974.12.10	大力神Ⅲ-入马座	370	太阳探测器,距离太阳不到 0.3 个天文单位的轨道上绕太阳飞行
金星 9 号(前苏联)	1975.6.8	D-1-e	4936	金星着陆器,从金星表面发回探测数据,第一次发回金星表面电视照片。轨道器发回探测数据。球形进入舱 1560kg,降落在金星表面的有效载荷重 660kg
海盗 1 号(美国)	1975.8.20	大力神Ⅲ-人马座	3400	火星轨道器,发回照片和探测数据。第一次在火星着陆成功,发回了照片和探测数据。轨道器重 2324kg;着陆器降落到火星表面,重 576kg
旅行者 1 号(美国)	1977.9.5	大力神Ⅲ-人马座	815	飞近木星、土星的空间探测器,发回照片和探测数据,发现了木卫一上的火山,木星环;土星新卫星和土星环新结构
先驱者-金星 1 号(美国)	1978.5.20	宇宙神-人马座	582	火星轨道器。发回了火星照片和探测数据
先驱者-金星 2 号(美国)	1978.8.8	宇宙神-人马座	904	在与金星交会之前,母舱释放出 4 个金星大气进入探测器。发回了降落到和离开金星表面的资料
金星 11 号(前苏联)	1978.9.9	D-1-e	4500	飞过金星的探测器,发回了探测数据。着陆器发回了金星大气和金星表面的探测数据

国防部第五研究院。1958年根据毛主席的提议，国家把发射人造卫星列入科学发展规划。中国科学院成立了“科学院581组”和上海机电设计院，开展了空间物理研究和探空火箭研制工作。此后，中国科学院成立星际航行委员会，开展了航天技术发展的规划工作和学术活动，着手建设空间环境模拟试验室，研究人造卫星跟踪测量技术。1964年上海机电设计院在探空火箭研制的基础上制定了探空火箭、地球物理火箭和人造卫星发展规划，并建立了人造卫星研究机构。1965年国家在国防部第五研究院的基础上成立中华人民共和国第七机械工业部（1982年改名为航天工业部），统一管理导弹火箭的研究、设计、试制、生产和基本建设。同年中共中央批准《关于发展我国人造卫星工作的规划方案建议》，决定由中国科学院、第七、四机械工业部分别负责卫星本体、运载火箭和地面观测、跟踪、遥控系统的研制工作。同年中国科学院成立卫星设计院，开始进行中国第一颗人造卫星的方案设计和各系统的研制工作。1968年中国空间技术研究院成立，把分散在各部门的卫星研究、设计、试制、试验机构统一组织起来，加速了各类人造卫星的研制工作。与此同时，航天器发射场、航天测控中心和观测台、站陆续建成和完善，形成了完整的航天工程体系。

中国的航天事业，走过了30多年的历程。勤劳、勇敢的中国人民，依靠自己的力量，在一个经济、科学技术比较落后的发展中国家，建立和发展了具有世界水平的先进的航天事业，这是我们中华民族的骄傲！30多年的实践证明，1956年党中央和毛主席、周总理作出了建立我国独立的航天事业的决策，是正确的，富有远见的。

1.2.1 探空火箭

我国探空火箭的研制是1958年起步的，探空火箭技术大体经历了两个发展阶段：第一阶段为初期试验阶段（1958年至60年代末），主要任务是探索发展途径，掌握探空火箭研究、设计和制造方法，开展空间探测活动。1960年9月首次发射成功第一枚液体燃料气象火箭“T-7”。第二阶段（70年代末至80年代初）为重点提高阶段，主要任务是使固体燃料气象火箭向小型化、标准化方向发展，为进行高空气象参数的日常探测作好准备。我国相继研制成功“T-7”、“T-A”、“和平二号”、“和平六号”4种气象火箭。利用“T-7A”火箭进行了高空生物试验和空间技术试验。“T-7”单级液体火箭，直径450毫米，起飞重量1138公斤，飞行高度60公里，有效载荷25公斤。“T-7A”火箭，起飞重量1145公斤，全长10.32米，主火箭直径450毫米，助推器直径460毫米，飞行高度115公里，有效载荷40公斤。“和平二号”为两级无控制固体火箭，起飞重量330公斤，全长6.65米，飞行高度70公里。“和平六号”单级无控制固体火箭，全长2.52米，起飞重量60公斤，飞行高度80公里。

1.2.2 人造地球卫星

人造地球卫星是现代尖端科学技术的重要标志之一，无论在军事上、经济上，还是在科学技术方面都有重要意义。根据我国的实际情况，正式卫星型号的研制最初是在中国科学院卫星设计院起步的，后并入中国空间技术研究院继续进行。1970年4月24日我国成功地发射了第一颗“东方红”一号卫星。卫星重173公斤，外形为直径约1米的近似球形多面体。初始轨道参数是：近地点439公里，远地点2384公里，轨道倾角68.5°，运行周期114分钟。卫星飞行任务是进行卫星技术试验、探测电离层和大气密度。第一颗人造卫星的发射成功，在我国航天史上具有划时代的意义，是我国发展航天技术的一个良好的开端。

1975年11月26日我国成功地发射了第一颗返回型遥感卫星，卫星重1790公斤，近地点高度173公里，远地点高度483公里，轨道倾角63°，轨道周期91分钟。卫星在轨道上运行3天后按预定时间返回我国大地，取得了预定的遥感试验资料。返回型遥感卫星发射成功，标志着我国航天技术跨入新台阶，开始了卫星应用的发展阶段，是迄今世界上掌握卫星返回技术的第三个国家，已经连续12次回收卫星成功，保持百分之百的成功率。

1984年4月8日发射了一颗试验通信卫星，4月16日18时27分57秒卫星成功地定点于东经125度赤道上空。星上仪器工作良好。18时30分，中央电视台电视节目通过微波中继线路传送到北京返信中央站，然后再发送到卫星上进行转播。电视传输试验进行了近一个小时，整个传输过程中画面稳定、图像清晰、色彩鲜艳、伴音清楚纯真。使地处边疆的乌鲁木齐和昆明的各族人民第一次收看到从北京直接转播的电视节目。与此同时，也进行了多路数字电话通信试验，话音清晰、保真度好，几乎没有噪声和干扰。5月14日，通信试验结束，正式交付使用。从而使我国的卫星通信业务由试验阶段进入了试用阶段。我国试验通信卫星发射成功，为我国航天事业的发展开创了新局面，为我国航天技术的应用奠定了新基础。

截至1990年12月底，我国发射成功30颗各类人造地球卫星。其中，返回型遥感卫星12颗，通信和广播卫星6颗，气象卫星2颗，其他卫星10颗（见表1-5）。各类主要卫星的外貌见图1-2。

1.2.3 运载火箭

运载火箭是由多级火箭组成的航天运载工具。运载火箭的任务是把人造地球卫星、载人飞船、空间探测器和航天站等有效载荷送入预定轨道。中国的运载火箭是在充分利用我国地-地弹道导弹的研究成果和技术基础上发展起来的。根据制定的航天技术发展规划，运载火箭作为航天技术的基础，得到了优先发展。先后成功地研制和使用了6种运载，形成了长征号运载火箭系列，其主要参数见表1-6。长征号运载火箭系列外形图见图1-3。

长征一号（LM-1）是三级火箭，第一、二级为液体火箭，第三级为固体火箭。火箭全长29.86米，起飞重量81.57吨，直径2.25米，可将重300公斤的有效载荷送入近地轨道。我国第一颗人造地球卫星“东方红”一号就是用该运载火箭发射成功的。

长征二号（LM-2）运载火箭是在远程导弹的基础上研制而成的，是一枚二级火箭，第一、二级均为液体火箭，采用了大推力液体火箭发动机和其它新技术。火箭全长31.65米，起飞重量191吨，直径3.35米，可将重2000公斤的有效载荷送入近地轨道。长征二号C（LM-2C）运载火箭是长征二号的改进型，仍为二级液体火箭。火箭全长32.57米，起飞重量192吨，直径3.35米，可将重2500公斤的有效载荷送入近地轨道。长征二号系列运载火箭自研制成功后，共发射过12颗返回型遥感卫星，成功率100%。长征二号运载火箭的发展，把中国运载火箭的运载能力从小型推向了中型，使中国运载火箭技术提高到了一个新水平。

长征三号（LM-3）是三级液体火箭，是在长征二号C的基础上，重点研制了一个以液氢、液氧作为推进剂的高能第三级而形成的。火箭全长43.25米，起飞重量204吨，直径3.35米，可将重1400公斤的有效载荷送入地球同步转移轨道。长征三号A（LM-3A）是在长征三号的基础上发展的运载能力更大的地球同步轨道运载火箭。火箭全长52.52米，起

表 1-5　中国发射人造卫星一览表

序号	发射日期	卫星名称	卫星重量(公斤)	轨道参数 近地点(公里)	远地点(公里)	倾角(度)	周期(分)	运载火箭	简况
1	1970.4.24	"东方红"1号	173	439	2384	68.5	114	"长征"1号	用20.009兆周频率播送《东方红》乐曲
2	1971.3.3	"实践"1号	221	266	1826	69.9	106	"长征"1号	空间物理参数测量和硅太阳电池,热控制技术试验,在轨道上工作8年
3	1975.7.26	"技术试验卫星"1号	1107	186	464	69	91	"风暴"1号	各系统工作正常
4	1975.11.26	"返回型遥感卫星"1号	1790	173	483	63	91	"长征"2号	运行3天后按预定计划返回地面
5	1975.12.26	"技术试验卫星"2号	1109	184	387	69	90	"风暴"1号	各系统工作正常
6	1976.8.30	"技术试验卫星"3号	1108	191	2145	70	109	"风暴"1号	各系统工作正常
7	1976.12.7	"返回型遥感卫星"2号	1812	167	489	59	91	"长征"2号	运行3天后按预定计划返回地面
8	1978.1.26	"返回型遥感卫星"3号	1810	159	509	57	91	"长征"2号	运行3天后按预定计划返回地面
9	1981.9.20	"实践"2号	257	237	1622	60	103	"风暴"1号	进行空间物理探测和新技术试验
10		"实践"2号甲							
11		"实践"2号乙							
12	1982.9.9	"返回型遥感卫星"4号	1783	169	395	63	90	"长征"2号	运行5天后按预定计划返回地面
13	1983.9.19	"返回型遥感卫星"5号	1842	175	404	63	90	"长征"2号	运行5天后按预定计划返回地面
14	1984.1.29	"试验卫星"1号	433	360	6480	36	161	"长征"3号	进行通信功能和新技术试验
15	1984.4.8	"试验通信卫星"	433	35599	35793	0.62	1431.5	"长征"3号	完成通信试验后已提供使用,4月16日定点于东经125度赤道上空
16	1984.9.12	"返回型遥感卫星"6号	1809	174	408	68	90	"长征"2号	运行5天后按预定计划返回地面
17	1985.10.21	"返回型遥感卫星"7号	1816	175	409	63	90	"长征"2号	运行5天后按预定计划返回地面

续表 1-5

序号	发射日期	卫星名称	卫星重量（公斤）	轨道参数				运载火箭	简况
				近地点（公里）	远地点（公里）	倾角（度）	周期（分）		
18	1986.2.1	“实用通信广播卫星”1号	433	35783	35792	0.09	1436	“长征”3号	2月20日定点于东经103度赤道上空
19	1986.10.6	“返回型遥感卫星”8号	1781	176	402	57	90	“长征”2号	运行5天后按计划返回地面
20	1987.8.5	“返回型遥感卫星”9号	1810	172	409	63	90	“长征”2号	运行5天后按计划返回地面
21	1987.9.9	“返回型遥感卫星”10号	2076	208	323	63	90	“长征”2号	运行8天后按计划返回地面
22	1988.3.7	“实用通信卫星”2号	441	35786.4	35862.6	0.07	1438	“长征”3号	3月23日定点于东经87.5度赤道上空
23	1988.8.5	“返回型遥感卫星”11号	2129	207	325	63	90	“长征”2号	运行8天后按计划返回地面
24	1988.9.7	“试验气象卫星”1号	750	891	925	99	103	“长征”4号	达到预期试验目的
25	1988.12.22	“实用通信卫星”3号	441	35782.5	35790.2	0.56	1436.1	“长征”3号	12月30日定点于东经110.5度赤道上空
26	1990.2.4	“实用通信卫星”4号	441	35783.3	35797.8	0.11	1436.3	“长征”3号	2月14日定点于东经98度赤道上空
27	1990.9.3	“试验气象卫星”2号	881	873	900	99	103	“长征”4号	同时为中科院搭载两颗大气观测气球卫星
28	1990.10.5	“返回型遥感卫星”12号	2050	208	326	57	90	“长征”2号	运行8天后按预定计划返回地面
29	1992.10.6	“返回型遥感卫星”13号	2063	218		63	90	“长征”2号	科学探测技术试验，运行7天后返回
30	1994.2.8	“实践”4号	397						空间环境探测卫星，探测空间辐射环境和辐射效应试验，新技术试验
31	1994.7.3	“返回型遥感卫星”16号	2761	175		63	90	“长征”2号	新技术试验，对地遥感，运行15天后按计划返回地面

表 1-6 长征系列运载火箭主要参数

型号	起飞质量（吨）	起飞推力（千牛）	全长（米）	最大直径（米）	级数	推进剂				轨道	运载能力（公斤）	投入服务时间（年份）
						助推级	一级	二级	三级			
长征一号（LM-1）	81.57	1020	29.86	2.25	3		UDMH[2] HNO_3-275[3]	UDMH HMO_3-275	聚硫橡胶	地球低轨道（LEO）	300	1970
长征一号D（LM-1D）	81	1101	28.22	2.25	3		UDMH HNO_3-275	UDMH N_2O_4	固体	地球低、中轨道（LEO）	700	1993
长征二号（LM-2）	192	2786	32.57	3.35	2		UDMH N_2O_4[4]	UDMH N_2O_4		地球低轨道（LEO）	2500	1975
长征二号C（LM-2C）	192	2786	32.57	3.35	2		UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4		地球低轨道（LEO）	2500	1982
长征二号D（LM-2D）	237	2962	33.667[1]	3.35	2		UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4		地球低轨道（LEO）	3100	1992
长征二号E（LM-2E）	464	5923	49.686	3.35	2.5	UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4		地球低轨道（LEO）	9200	1990
长征三号（LM-3）	204	2805	43.25	3.35	3		UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4	H_2[5] O_2[5]	地球同步转移轨道（GTO）	1400	1984
长征三号A（LM-3A）	241	2962	52.52	3.35	3		UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4	H_2 O_2	地球同步转移轨道（GTO）	2500	1993
长征四号（LM-4）	249	2942	41.901	3.35	3		UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4	UDMH N_2O_4	太阳同步轨道（SSO）	1650	1988

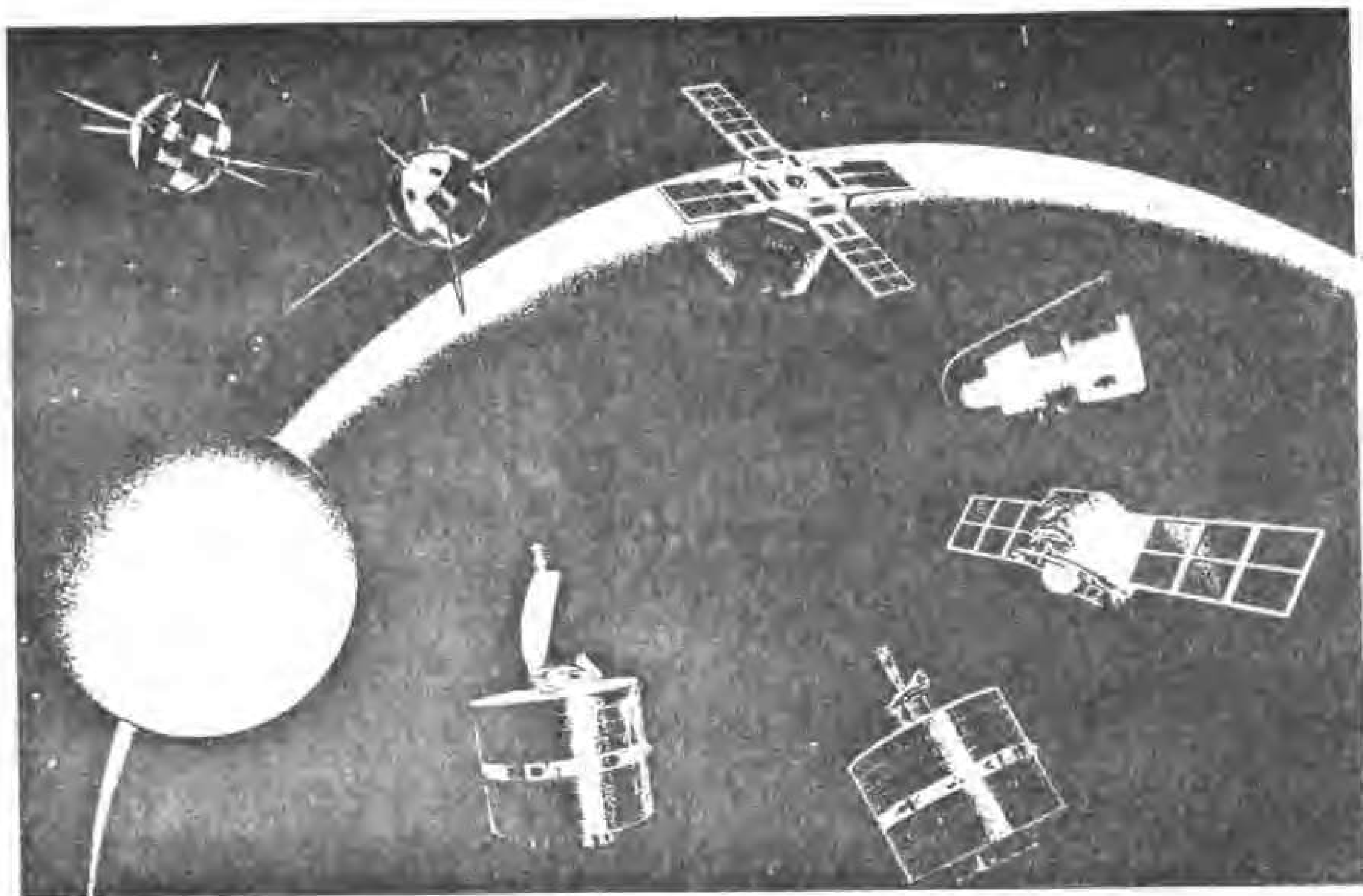


图 1-2 中国发射成功的各类人造卫星

飞重量 241 吨，可将重 2500 公斤的有效载荷送入地球同步转移轨道。中国的试验和实用通信卫星均用该系列运载火箭发射。

长征四号（LM-4）是三级液体火箭，是在改进长征三号火箭一、二级的基础上，新研制第三级而发展起来的。火箭各级全部使用四氧化二氮和偏二甲肼常温推进剂。火箭全长 41.90 米，起飞重量 249 吨，可将重 2500 公斤的有效载荷送入太阳同步轨道。中国的极轨气象卫星均采用该运载火箭发射成功。

长征二号 E（LM-2E）运载火箭是在长征二号 C 火箭的基础上发展起来的。将长征二号 C 火箭加长，作为长征二号 E 的芯级，在芯级第一子级周围对称并联 4 个直径 2.25 米，长 15 米的液体助推器。火箭全长 51 米，起飞重量 464 吨，可将重 9200 公斤的有效载荷送入近地轨道。1990 年 7 月，长征二号 E 搭载的巴基斯坦卫星送入预定的轨道。

1.2.4 发射场和测控网

航天发射场是发射航天器的特定区域。场区内有整套试验设施和设备，用以装配、贮存、检测和发射航天器，测量飞行轨道，发送控制指令，接收和处理遥测信息。中国根据本国航天任务的需要，先后建成三个航天发射基地，即酒泉卫星发射中心、西昌卫星发射中心和太原卫星发射中心。已经分别用于发射成功返回型遥感卫星、太阳同步轨道气象卫

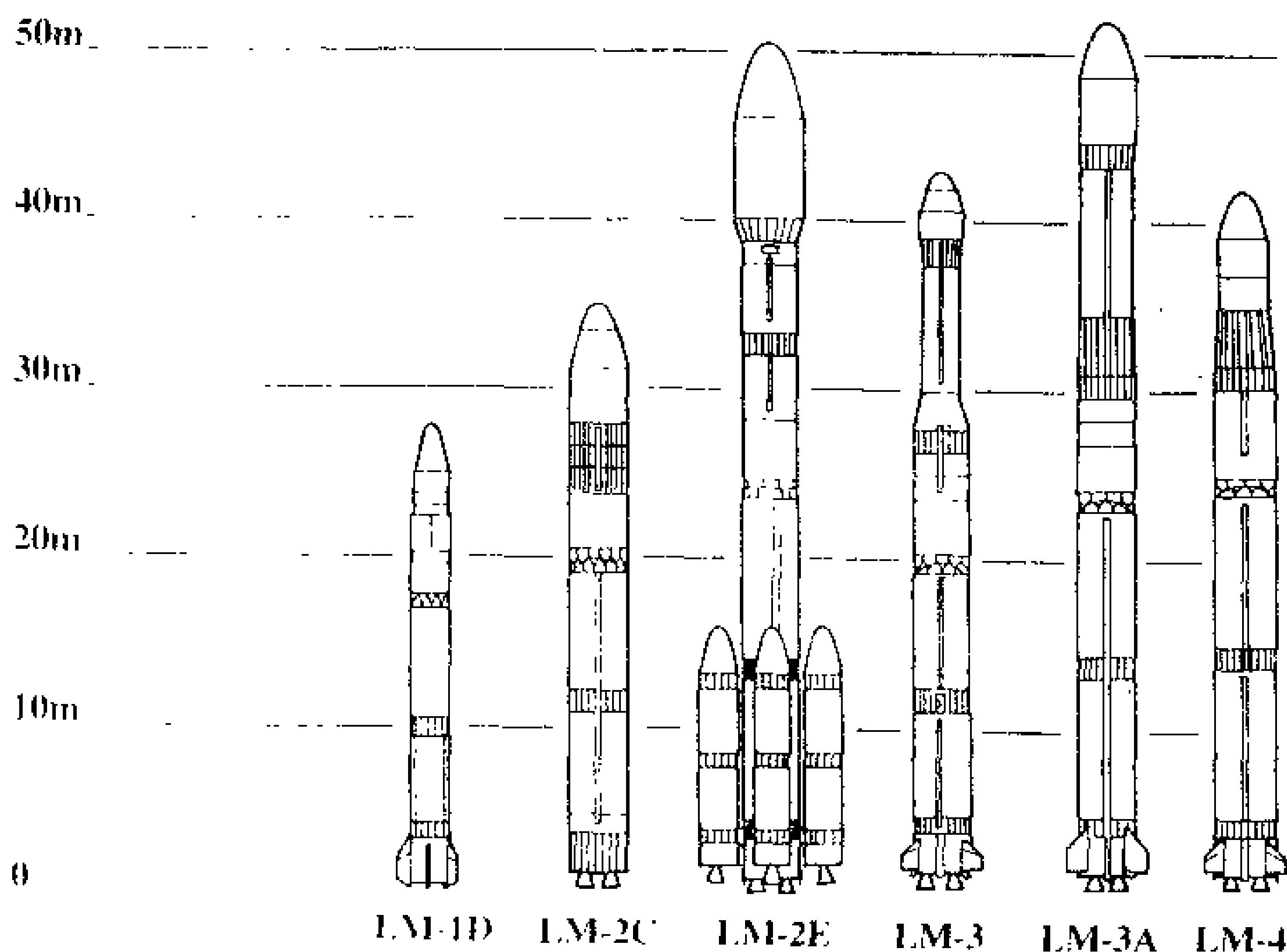


图 1-3　中国长征号运载火箭系列外形图

星和地球同步轨道通信卫星。

以西昌卫星发射中心为例作一简单介绍。该中心具备发射低倾角各种复杂卫星的能力，由六大系统组成，即测试发射、指挥控制、跟踪测量、通信、气象、技术勤务保障系统等。测试发射系统分为综合技术准备区和发射区。综合技术准备区主要担负卫星、火箭发射前的组装、检测工作。发射区由两座发射工位、两套火箭测试系统和一套技术勤务保障系统组成。长征三号火箭发射工位为一座固定式发射勤务塔，塔架高 77 米，塔顶装有悬臂式吊车，吊车下面是 12 层可作 180°旋转的工作平台。平台合拢后能遮阳防雨，能保证技术人员对火箭进行测试操作。在卫星段封闭的空间内，空气经过净化，温、湿度可以调节，并设有卫星、整流罩的停靠平台和供卫星、整流罩对接吊装的吊车。塔上有完善的通信、电视监视系统及供水、供气、推进剂管道。长征二号 E 火箭的发射工位由一座高 98 米、重 4300 吨的移动勤务塔和一座高 78 米，重 1100 吨的脐带塔组成。两塔结合，可完成对火箭的吊装、捆绑、加注及发射工作。此外，在发射区还有常温、低温推进剂的贮存库和自动化加注系统。长征三号和长征二号 E 火箭发射塔见图 1-4。

西昌卫星发射中心的跟踪测量系统，主要由西昌、宜宾、贵阳三个跟踪测量站组成，可完成对火箭一、二级动力飞行段的跟踪测量、飞行过程各系统参数的测量、信息交换和数据任务。该系统是全航区测控网的重要组成部分。

指挥控制中心是发射中心的大脑机关。指挥控制大厅分为指挥显示厅、控制区、指挥调度、中心计算机厅和试验通信厅等。

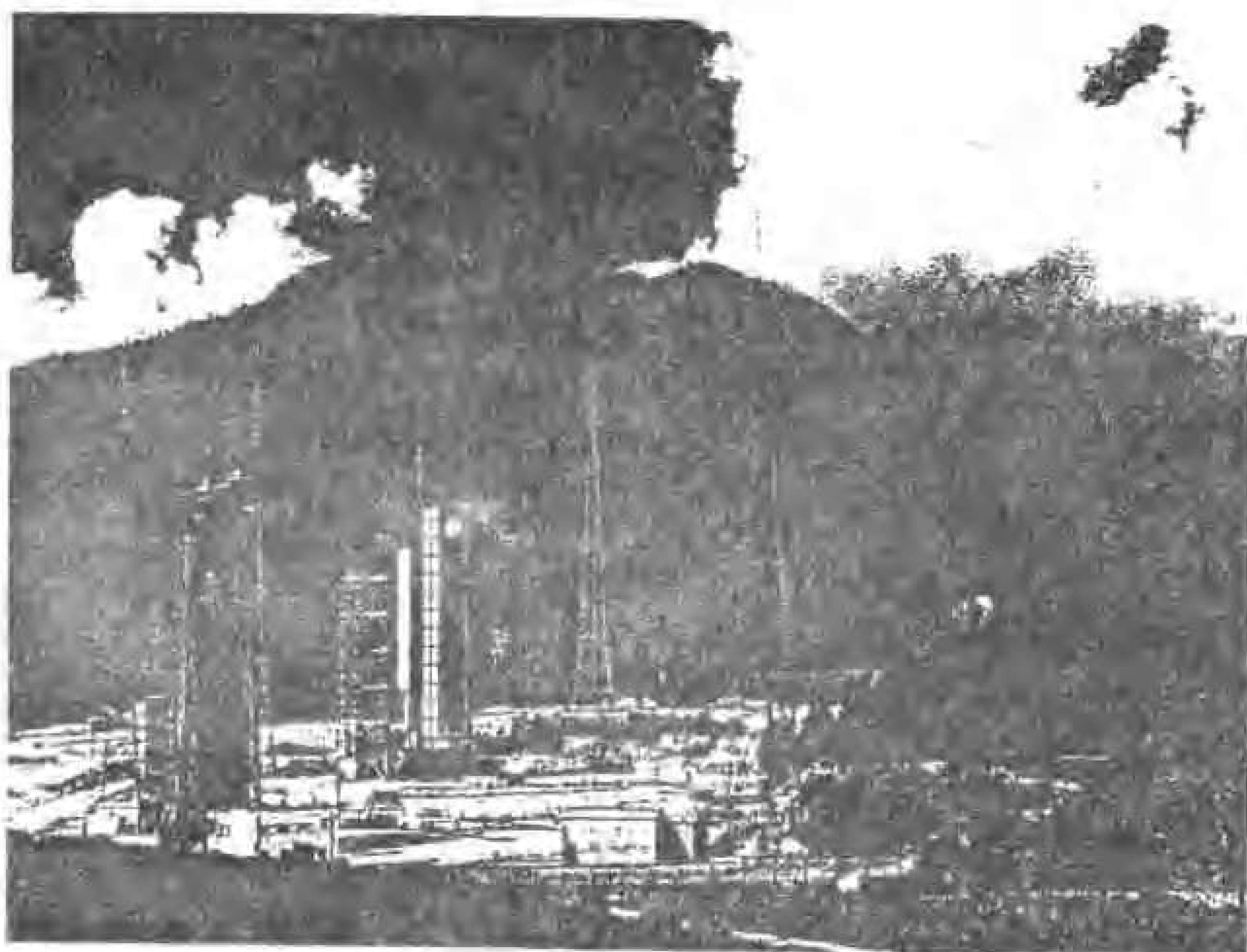


图 1-4 西昌卫星发射中心长征三号发射塔
（左）和长征二号 E 发射塔（右）

中国航天测控网由运载火箭测控系统和卫星测控网两大系统组成。运载火箭测控系统主要为三个卫星发射中心服务，设有发射指挥控制中心和跟踪测量站。指挥控制中心接收测量站送来的数据，完成外测、遥测数据的实时处理、飞行弹道计算、显示、安全判决和安控指令的发送等。跟踪测量站有光电经纬仪站、高精度长基线干涉仪测速固定站、单脉冲跟踪雷达站以及两艘远望号测量船（见图 1-5）。卫星测控网可分为近地卫星测控网和地球静止轨道卫星测控网以及定点支持网，它主要由西安卫星测控中心（有中心计算机系统、监控显示系统、跟踪和控制软件系统，能同时对 6 颗卫星进行测控），五个固定站（长春站、闽西站、南宁站、渭南站和喀什站），机动回收站和两艘远望号测量船组成。中国航天发射和测控网分布图见图 1-6。

1.2.5 成果和应用

中国卫星应用事业发展迅速，已开始为经济建设、国防建设和科学文化教育事业服务，并取得了显著成果。中国的科学实验卫星为空间科学研究提供了先进的技术手段，在地磁场、宇宙线、电离层、大气密度、太阳 X 射线、粒子辐射、红外线辐射等方面，获得了第一手探测资料，开辟了中国近地空间、日地空间和行星际空间的物理环境、生活环境研究的新领域。国土普查卫星获得了分辨率高、清晰度好、信息量丰富的国土照片。这些遥感资料已应用于石油勘探、地质调查、地图测绘、铁路选线、电站选址、草原及林区普查、海

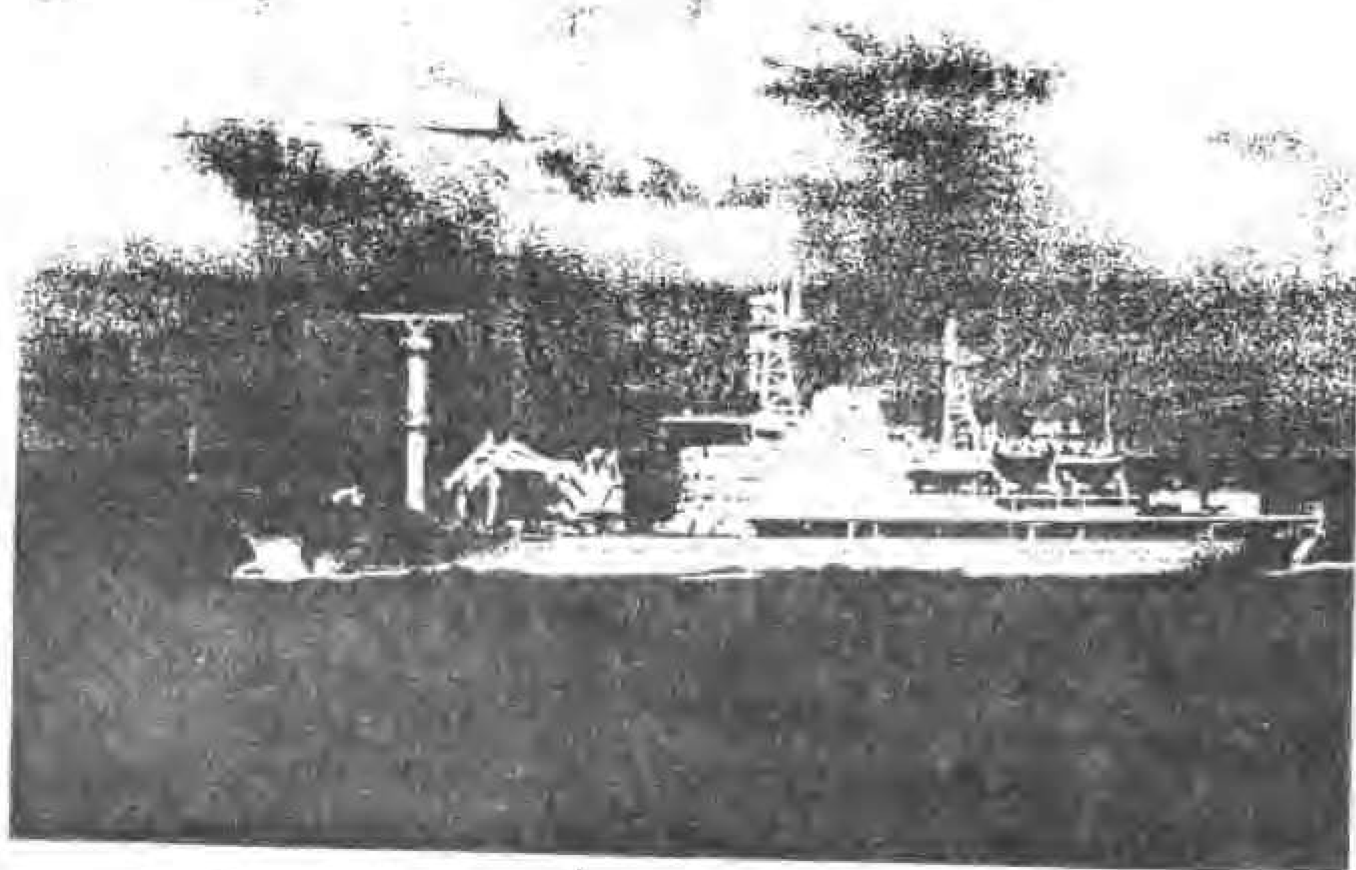


图 1-5　远望号测量船

洋滩涂测量、环境监测、地震预报、考古研究等方面，取得了良好的社会效益和经济效益。如利用卫星照片，仅用两年时间完成了全国陆地、海域分析，绘制了耕地、林、草、水等10类1∶200万和1∶25万的土地利用图。利用卫星照片，查明了黄河、滦河、海河三大河流的流沙活动规律，为港口建设提供了科学依据。利用卫星照片，在北京找到了铁矿；在内蒙古找到了金矿，发现了新油田；在浙江找到铅锌矿；在西藏发现了铬和石油的富集地；在新疆发现了克拉玛依油田的四个新油带。利用卫星照片开展普查工作，减少了野外作业和航测的工作量，填补了人工无法涉足、飞机无法航测地区的空白。目前，中央人民广播电台的国内广播和30路对外广播，中央电视台两套电视节目和两套电视教育节目都是由中国广播卫星传送的，同时，还开通了数字和模拟电话、图片和文字传真、数据表报传送业务，改变了边远地区收视难、通信难的状况。利用外层空间的微重力、超洁净、深低温的特殊环境，在返回型遥感卫星上进行砷化镓、碲镉汞晶体生长和超导材料、难混熔合金等材料试验，以及有关植物、细菌、动物变异和活力变化等空间生物学试验，均获得理想结果，从而使我国空间微重力科学研究登上了新台阶。

中国航天工业促进了国家的技术进步。航天技术几乎涉足自然科学的各个领域，博采了现代科学技术的最新成就，如自动控制技术、推进剂技术、遥感技术、计算机技术、热控制技术、微电子技术、真空密封技术、低温技术、复合材料技术、特种工艺等。航天工业在国家的组织下，开展全国大协作，逐项进行攻关，不仅满足了自身发展的需要，而且带动了国家的科技进步。中国的计算机、大规模集成电路、高可靠电子元器件、特种冶金

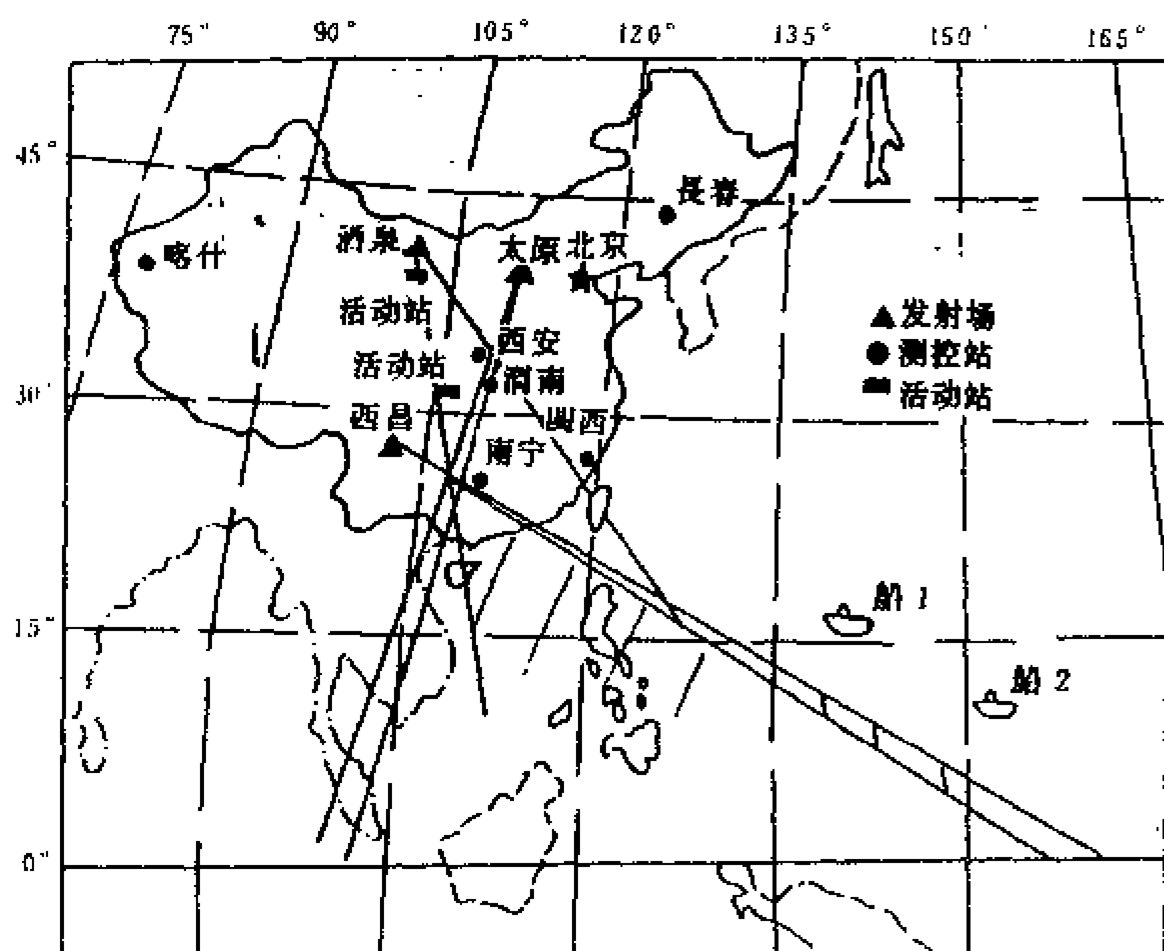


图 1-6　中国航天发射及测控网分布图

材料、非金属复合材料等，都是首先为满足航天工业的需要而发展起来的，现今已成为国家经济的重要的新兴产业。航天技术的自动控制技术，遥测、遥控、遥感等技术，已广泛应用于石油、化工、机械等部门，促进了生产过程自动化。航天工业是中国工业部门最早实行系统工程管理的部门，这一先进的管理方法已被国民经济各部门所采纳，对提高中国的管理技术水平起到了推动作用。

1.3　卫星系统工程

所谓系统是由相互作用和相互依赖的若干组成部分结合成的具有特定功能的整体。系统的各个组成部分有它自身的独立性和独自的功能，但它们不是简单的机械混合体，而是相互作用、相互依赖、相互影响和相互共存的有机联系的整体。由各个组成部分的特性及其之间的相互作用与影响构成了整个系统的特性。

在研究和设计卫星系统时，不仅要研究各个组成部分的性能，更需要研究在各个组成部分之间相互作用和相互影响下形成整个系统的总体性能和功能。在工程型号研制中常常存在下述情况，系统各个组成部分并不先进，但它们组成一个系统总体后却具有足够的先进性和优越性。与此相反，系统各个组成部分有许多是先进的，但它们组成的系统总体却

不具备先进性和优越性。所以系统设计师应着眼于系统总体性能最优，而不要去片面追求某些零、部、组件或某分系统的性能最佳。

研制卫星这样复杂的工程系统所面临的基本问题是：怎样把比较笼统的初步研制要求逐步地变成为成千上万个研制任务参加者的具体工作，以及怎样把这些工作最终综合成一个技术上合理、经济上合算、研制周期短、能协调运转的实际系统，并使这个系统成为它所属的更大系统（例如卫星、运载器、发射场和着陆场、天地往返运输系统、地球测控网、地面应用系统）的有效组成部分。这样复杂的总体协调任务在我国航天技术部门是靠总体设计部来完成的。

总体设计部由熟悉系统各学科专业知识的技术人员组成，并由知识面比较宽广的专家负责领导。总体设计部设计的是系统的“总体”，是系统的“总体方案”，是实现整个系统的技术途径，是整个系统研制工作的技术抓总单位。总体设计部把系统作为它所从属的更大系统的组成部分进行研制，对它的所有技术要求都首先从实现这个更大系统技术协调的观点来考虑，总体设计部把系统作为若干分系统有机结合成的整体来设计，对每个分系统的技术要求都首先从实现整个系统技术协调的观点来考虑；总体设计部对研制过程中分系统与分系统之间的矛盾，分系统与系统之间的矛盾，首先从总体协调的需要来选择解决方案，然后留给分系统研制单位或总体设计部自身去实施。总体设计部的工作体现了一种科学方法，这种科学方法就是“系统工程”。系统工程是科学和工程的应用，其目的是：(1) 通过对定义、规划、研究、设计、制造、试验、鉴定及使用等迭代过程的运用，将使用要求转化成对系统性能参数和系统配置的描述；(2) 综合各相关的技术参数，并保证所有物理的、功能性的及程序的各个接口的兼容性，使整个系统的确定状态及其设计方案得以优化；(3) 将可靠性、可维修性、安全性、生存性、人的因素以及其他有关因素综合到整个工程实践中去，以期满足费用、进度和技术性能的目标要求。简而言之，系统工程既是一种技术处现过程，又是一种管现过程。

典型的大型型号的系统工程体系如图 1-7 所示。

根据系统的定义，可以把系统分解成有层次的要素不仅有助于将各研制任务按照需要分配到各个研制机构，而且还可用它作为一种进行技术要求的分配，为其规范树与研制技术性能测定提供依据。此外，系统层次还能用于确立工作分解结构 (WBS)，该工作分解结构是分配型号预算和汇集型号费用的依据。任一给定系统都能组成由高级到低级、由复杂到简单的各种要素所包括的层次体系。卫星工程按层次体系可分为系统级、分系统级、部件级、组件级、零件级。卫星大系统工程，把大系统定为一级，则卫星、运载器、发射场和着陆场、地球测控网定为二级，在二级层次中还可往下细分三、四级……。

规范树是依照系统层次体系制定并赖以确定某型号的所有的硬件和软件项目规范之间的相互关系。规范完整地确立了对系统所提出的技术要求。以系统层次体系为基础的卫星系统规范树见图 1-8。

工作分解结构 (WBS) 是由系统层次体系发展而成的，是按产品结构组成的系列树，是在系统研制过程中通过进行各种项目工程工作而得出的硬件、软件、劳务和数据等组成的，由它可以完整地确定出某一系统。工作分解结构不仅用于对型号进行财务管理，而且在研制过程中用于编制各种明细表。卫星工作分解结构见图 1-9。

系统工程的主要目的是从任务目标中导出量化的系统技术要求并将其向各下级层次进

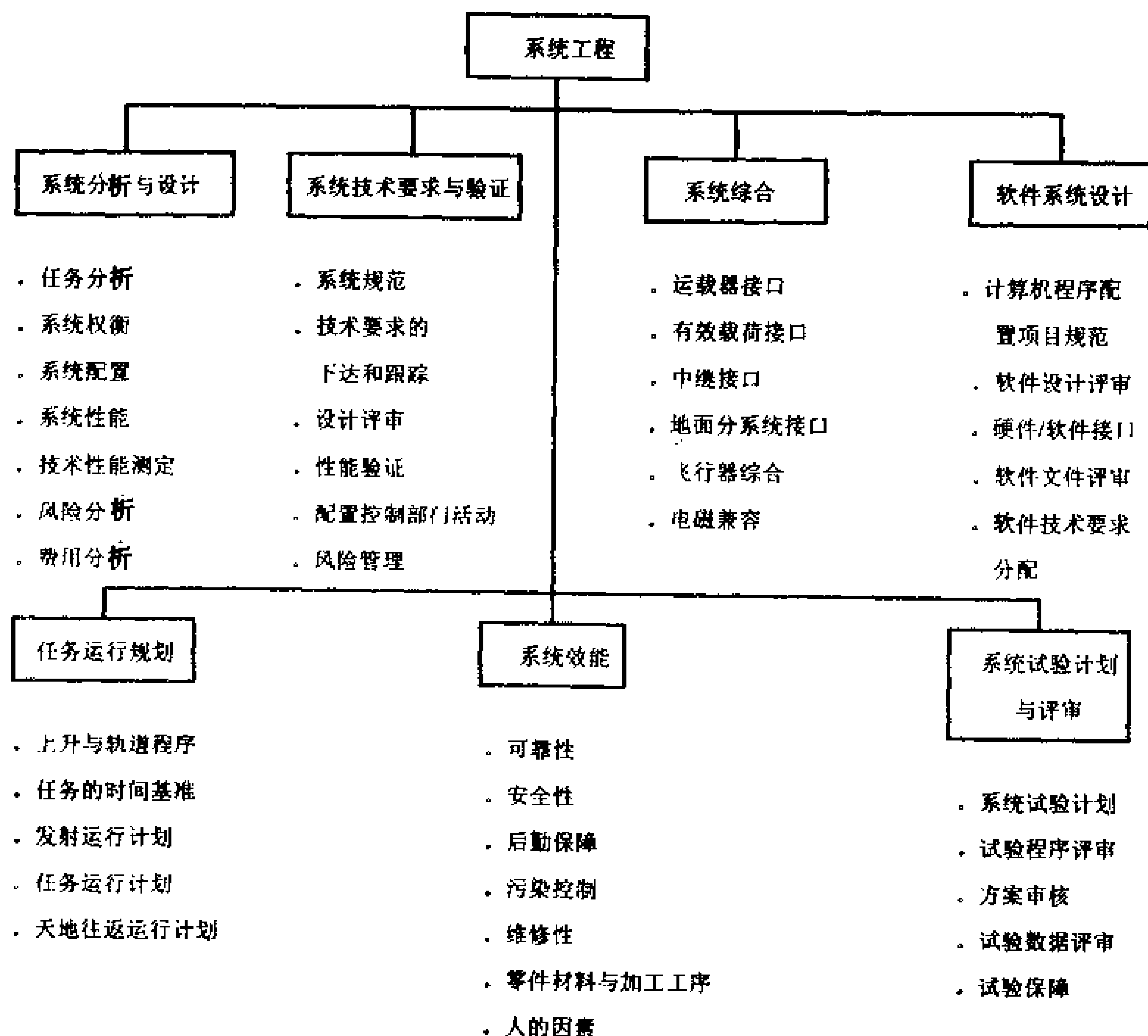


图 1-7　典型的型号系统工程体系

行分配，它必须指导研制工作使之取得成功。在概念性研究阶段重点放在任务要求的拟定上，总体设计部门主要关心任务分析，即把用户的要求转换为一组可以量化的功能性要求，这些功能性要求又可转化为对设计提出的要求。工程技术人员根据用户需求经过量化的功能性要求参数可提出系统的各有关方案。任务分析也是一种迭代运算过程，随着方案研究的发展和其他细节的确定，可以不断地精化并确认新的技术要求。总体设计部门依据任务分析，完成系统技术要求的确定工作，并提出较低层次的技术要求。在进行这些较低层次的任务要求分析时，采用一种结构式的迭代方法，该包括下列步骤：(1) 用可以度量的参数（例如，分辨率、通信容量）描述提出的问题；(2) 确定技术要求之间的相互影响和技术的变化范围；(3) 确定候选系统的有关方案；(4) 提出各参数的数据；(5) 提出关键技术及其精度；(6) 提出使用方案；(7) 选择合适的方案，精化所选的方案并预以定量；(8) 决定性能、费用、进度和风险；(9) 确立技术要求和设计基准。

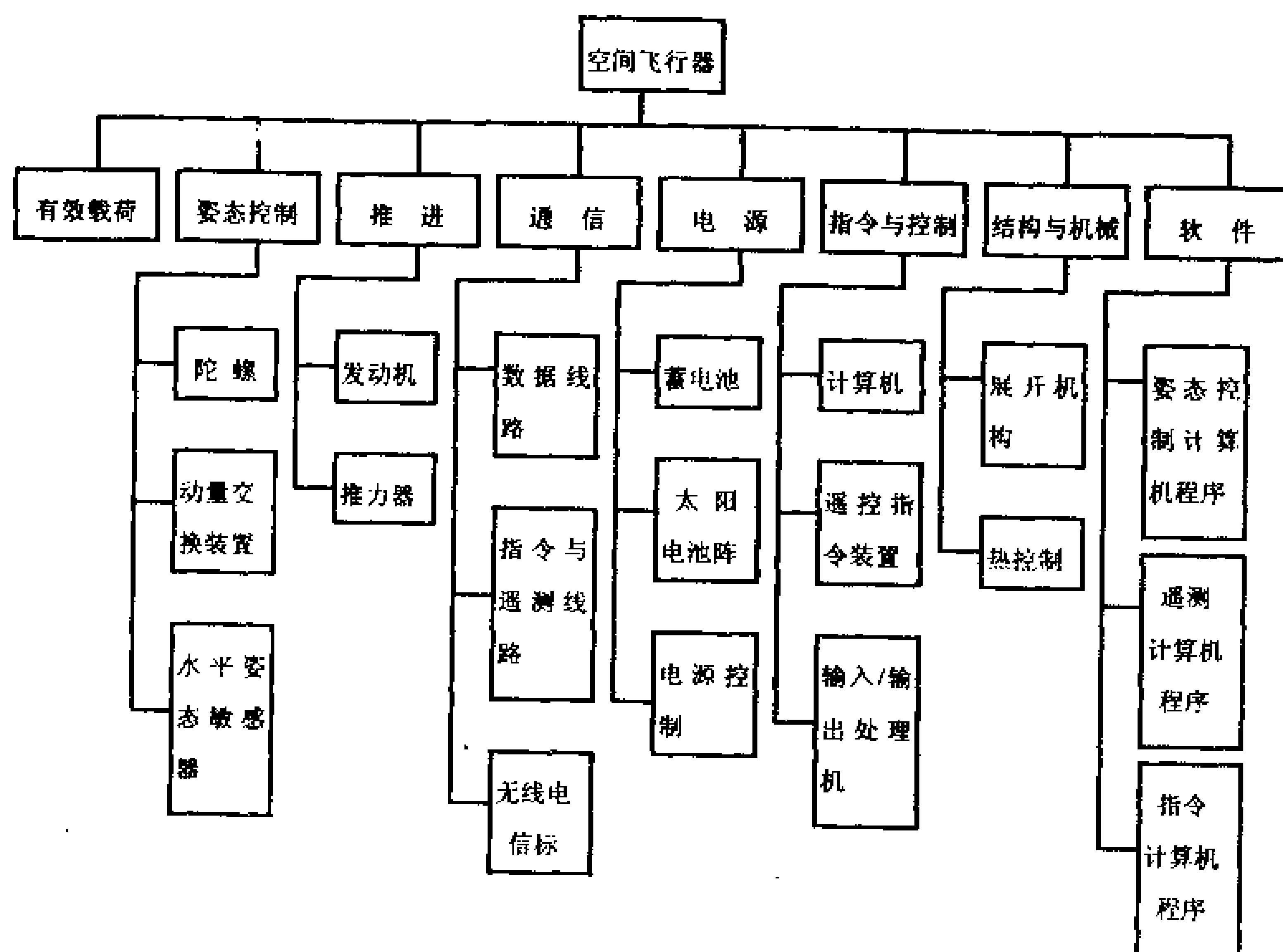


图 1-8 卫星规范树

图 1-10 表确定技术要求的流程。其过程为：(1) 以可度量的术语明确问题；(2) 列出影响各参数的各个相互关系要素，通常可以用图解形式表述；(3) 提出各参数数据，确定精度，确定风险要素，将硬件、软件和人员的技术要求和任务可度量参数联系起来，并最终为具体参数的选择提供一个合理的数据；(4) 对照一组客观的标准选出"合适的"方案。然后对候选方案的性能和费用进行评估，重要的是必须采用系统而有序的方法先确定出技术要求，再确定出所有的相互影响关系，最后进行各种分析，由此选出基准设计方案。

当已确定出能满足主要的性能、费用、使用要求与约束条件的一组详尽的可行性系统方案后，接着就是进行权衡研究，借以选出最佳可行性系统方案。既使这样，也需要在各种各样的性能、费用、进度、使用要求及其他准则间求得折衷。原始的准则及技术要求要不断地预以修订更新，而所选的方案也要跟着预以改进，从而可以确定出初步的配置方案。然后以反复迭代的方式，针对各种使用方案，进行参数的权衡研究、仿真，以进一步精化系统方案和提出的设计方案，直到关键性的准则得到满足，这样就可以将初步设计方案展开到较低的层次（如分系统）。完成了这项工作，即可求得稳固的功能性技术要求和配置设计基准。这些关键性的可度量的技术要求将贯穿于系统形成过程中的决策依据。

可采用的特征参数如下：费用、进度、性能、容量、数量、分辨率、响应时间、有效度、生存能力以及其他对方案有重要意义的准则。

所谓功能是硬件、软件、设施、人员、数据等系统组成单元或它们的任何组合所要完

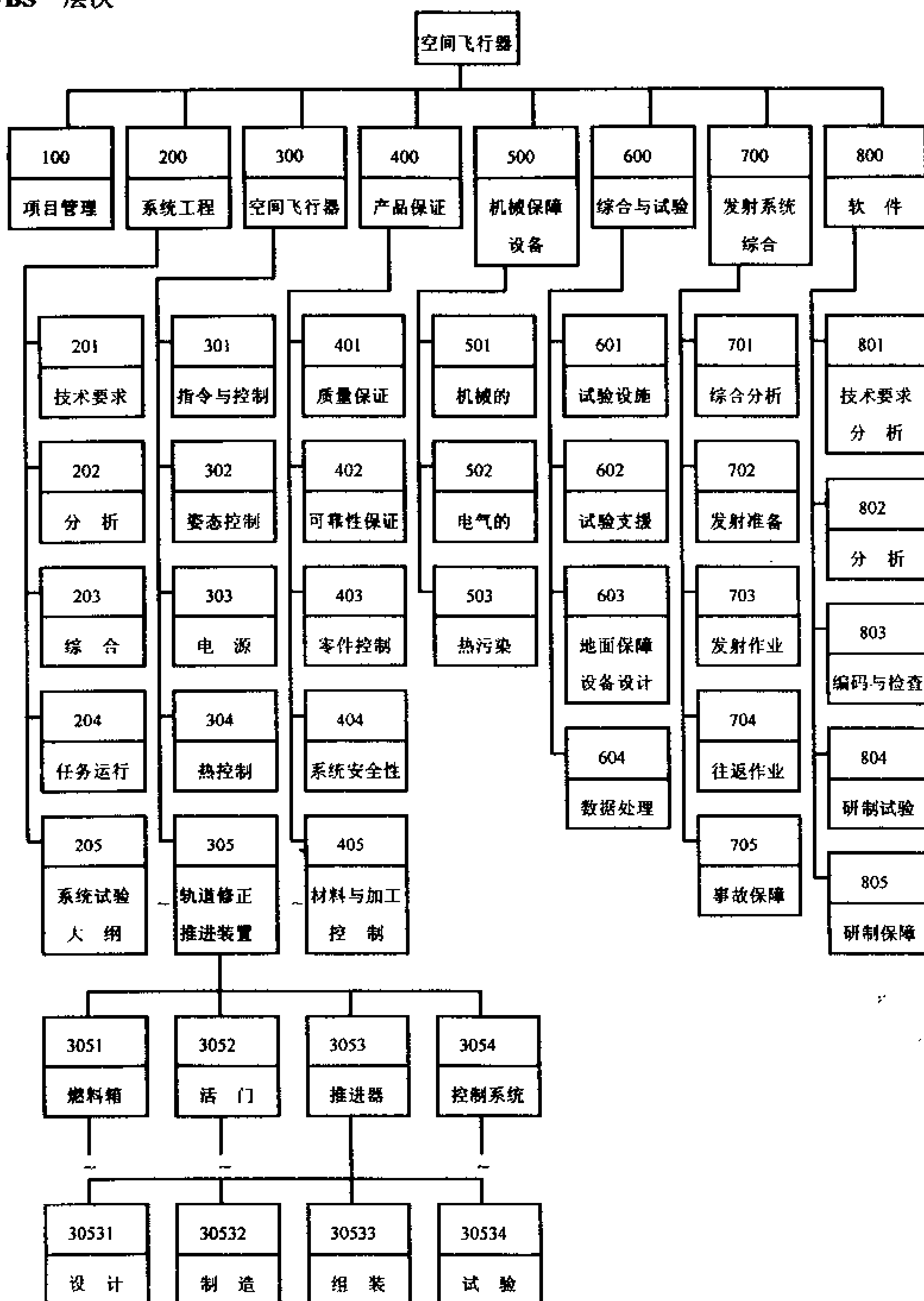
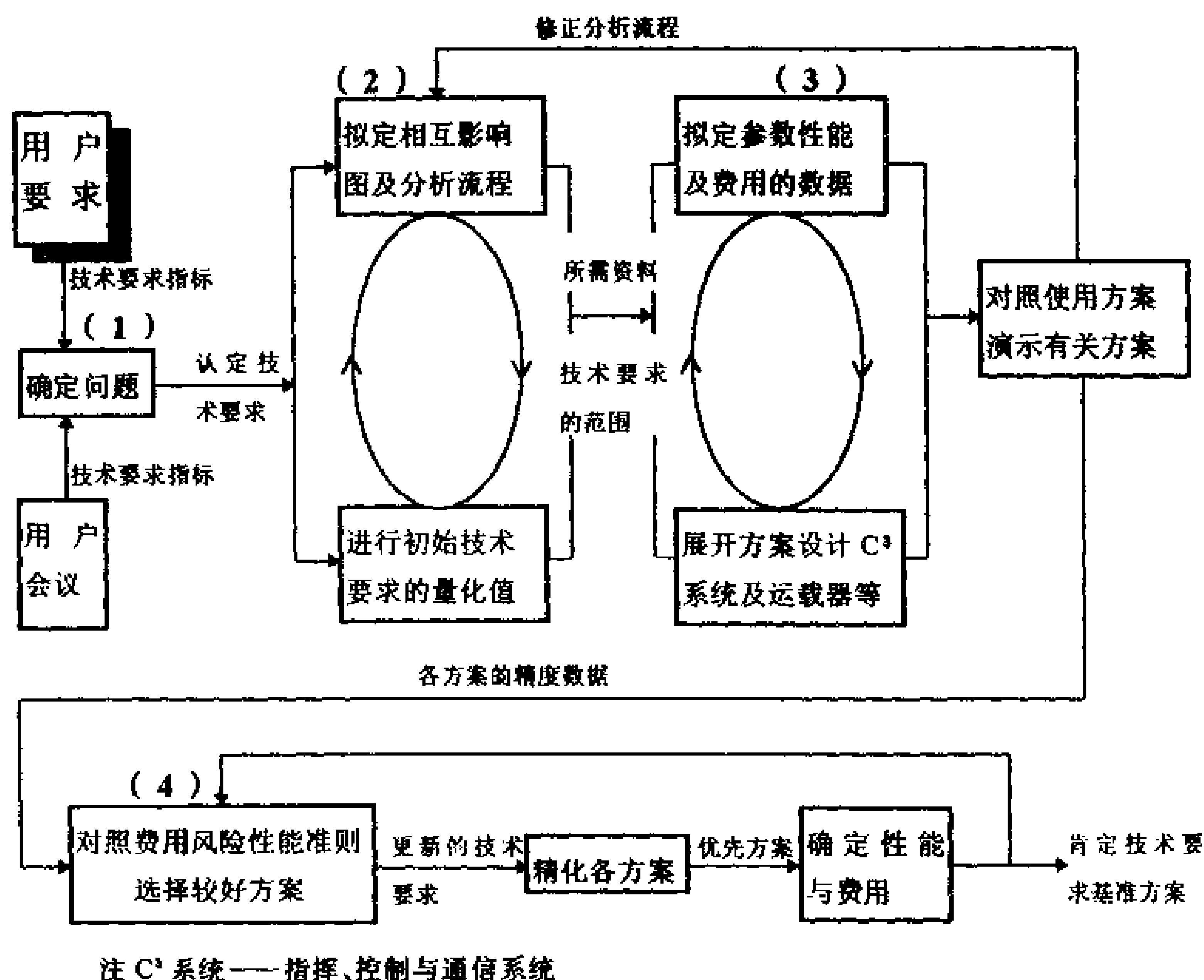


图 1-9 卫星工作分解结构



注 C³ 系统——指挥、控制与通信系统

图 1-10 确定技术要求的流程

成的一种特有的作用。功能分析是按照系统层次体系的发展方式将初始系统功能更为详尽地分解为各种子功能。在确定功能范围、关联关系和接口时，功能分析支持了任务分析的工作。一个系统的逐级分解可以看作是一种自上而下的解决问题的途径，即它形成一种层次树结构，按此结构逐次地把技术要求一直划分并分配到能满足可以限定技术要求的最低层次（部件或零件）。这种方法对设计、仿真、试验以及改型都有好处。

根据已确定的系统体系画出功能方框图。框图上展示的结构区域对各功能进行的静态分组，并可将其分解到更低层次的结构区域（分系统部件），一直分到确认出所有的功能和子功能并显示出它们之间的相互关系为止。功能框图还用来确定整个系统的数据流程和系统内部的各接口。一旦确定出系统内部的分系统和功能分系统，即可绘制出功能方框图。

功能流程图表明系统所有的功能间的顺序关系，在完成型号的一个分系统的工作时，这些功能必须由系统预以完成。

数据流程而作为确定所有数据的传输和处理要求（硬件的和软件的）的一种手段，用来完成整个系统的数据的功能分解。它可以表示成一个相连的网络，可示出数据的输入、输出、处理和存贮。

进行技术要求的分配就是将系统一级的技术要求预以分解，一直分解到某个层次，而

在该层次上的给定的硬件项目或软件程序均能满足所需的功能和性能要求。某些功能性技术要求是可以直截了当的进行分配的，但其分配程序通常要涉及到多方面的分析和仿真工作，以便说明并分配系统一级的技术要求，使得部件或软件工程师能据此进行设计。有关性能方面的技术要求可以分为能进行分配的和不能进行分配的参数。前者如卫星质量；后者如材料与加工的要求，对它可直接应用于所有的功能分系统。

权衡研究是贯穿在整个研制过程中进行的，目的是选出最好地满足型号技术要求（如任务性能、费用、进度、可靠性和可维修性等）的配置方案。在概念性研究和方案论证阶段，权衡研究主要是为了确立系统的配置。在技术设计阶段，在对每一个配置项目进行详细的设计分析时，利用权衡研究求得费用—效果最佳方案。在生产阶段一旦需作出变更时，以权衡研究作为评价替换方案的手段。进行权衡研究有助于保证不会发生设计师根据过去的经验直接地搞单一方案的设计倾向，从面保证所落实的配置方案能最好地满足整个型号的技术要求。已经提出的权衡研究的若干方法实质上都是把决策论原理和多参量效果函数基础应用于权衡研究，其过程步截如图 1-11 所示。

系统综合是在系统分析基础上进行的，没有分析也就没有综合。在概念性研究阶段和方案论证阶段进行各种方案的综合，在技术设计阶段综合工作要向更为详尽的程度发展，直到可用于硬件的制造和装配以及软件的编码和汇编的图纸和技术规范得以完成。总体设计部门在进行系统综合时要制定系统和分系统技术规范以及接口控制文件，提出原理框图并进行系统仿真，还要制定设备明细表、质量明细表、指令与遥测数据明细表等。负责硬件和软件设计的研制单位则进行把技术要求转化为实际产品所需的详细的综合工作。

随着系统层次体系的划定和技术规范树建立，功能要求和约束条件的系统一级功能流程和方框图的确定，分析工作截可进展到确定低层次功能，框图亦可发层到更低的层次。该方框图是进行如图 1-12 所示的系统综合的基础，因为它可以作为建立系统模型的依据。这些模型既可以是物理的，也可以是数学的。静态物理模型包括有用作人素工程方面的评估的全尺寸实物模型，也包括用于演示、形象化展示或设施布置评估的比例模型；动态物理模型包括评估硬件工作原理用的功能模型和模拟模型。对大多数分析时都采用数学模型，静态数学模型利用方程组去展示系统处于平衡状态时各特征参量之间的关系，这样对单纯的状态变化可以解析地求解。凡需要对参数进行优化时必须用数值法求解；在动态数学模型中可把要导出的特征参量的变化视为时间的函数。通常由于各种系统问题的复杂性，需要进行计算机数字仿真才能充分地表达其状况。在做控制系统的仿真时，有时要用到混合式（模拟和数字）计算机，以便缩短工作时间。

风险分析是一项系统工程的任务。在型号初始计划阶段的一个关键要素是风险的确认和评估。通过确认与评估应能判定整个研制阶段中需要早期开发或严密监控的关键领域，从面保证达到性能指标。风险分析的范围和型号的目标与复杂性有关。

风险内涵两个相互影响的变量：失败的概率（P_f）和失败造成的后果或影响（C_f）。而这又和三个相互关联的型号特性有关，即技术性能、费用和进度。失败的概率（P_f）是指系统、分系统、配置项目、部件或零件（元件）的工作没有成功或者不可靠。失败的概率 $P_f = 1-P_s$，P_s 是成功的框率或所选用元件的可靠性。$P_s + P_f = 1$。失败的后果或影响（C_f）是由于元件的失效而导致不能使用。$C_f=1-C_s$，C_s 是成功的结果或元件的效用（价值）。$C_s+C_f=1$。

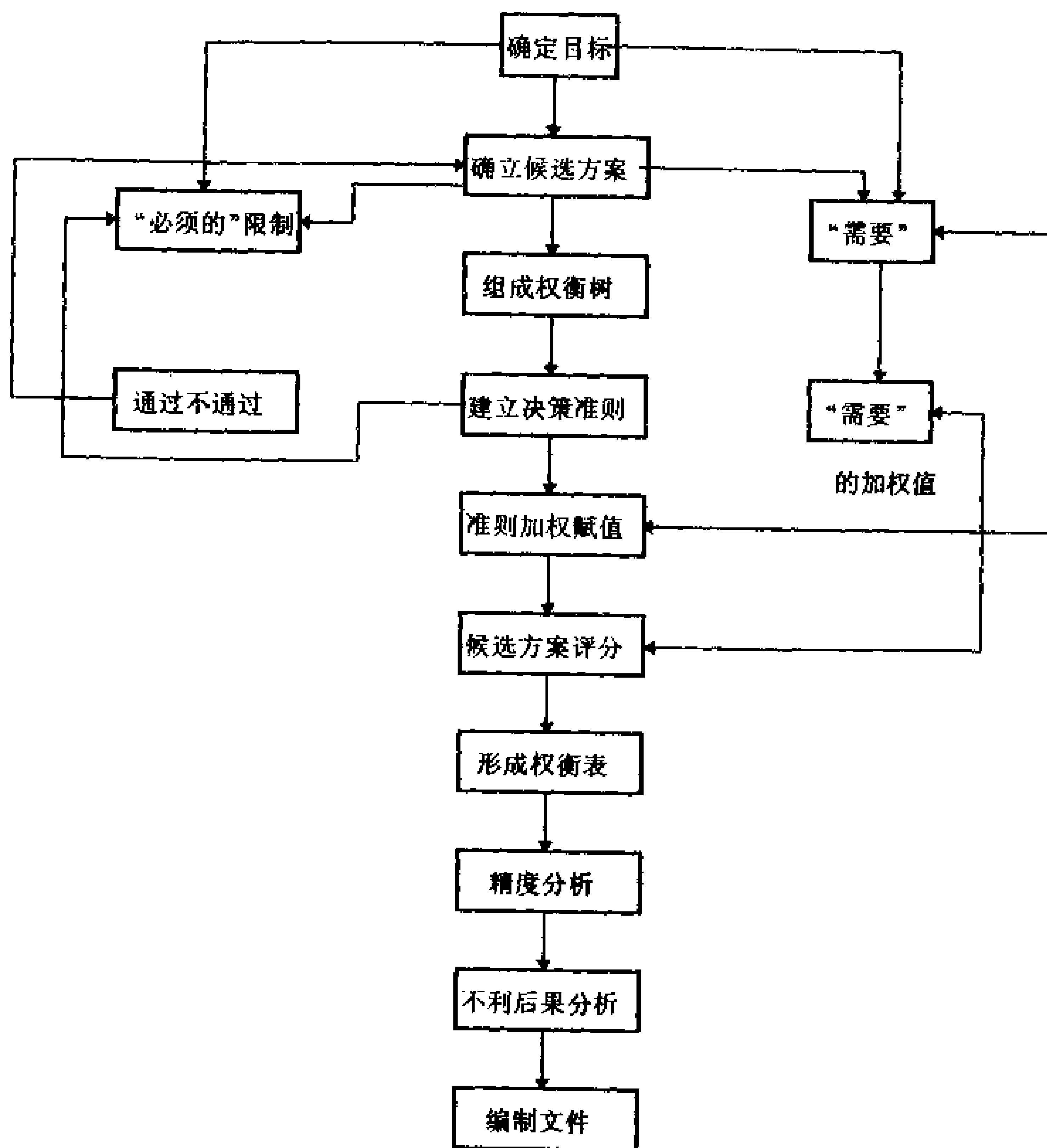


图 1-11 权衡研究的流程

可靠性工程师利用分析方法并借助于以往的统计数据去处理设备和系统的性能问题。他们根据设计方案推导出表示系统性能的模型及数学模型，该数学模型的输出即为固有的故障分布及固有的故障率。通过分析设计方案并应用以往的数据，就能计算出系统及每个分系统、部件、组件等的成功概率（故障概率）的估计值。通过这种分析可以确认出设计方案中的强项和弱项，从而做出能发挥其最大优点的改进——在冗余技术、使用特点、降额使用、关键项目等方面采取措施。因而在进行概念性研究、权衡分析、设计及研制等工作时，设计工程师与可靠性工程师之间要保持动态的信息交流，要反复迭代方案设计模型，反复分析，直到能获得预期的结果。

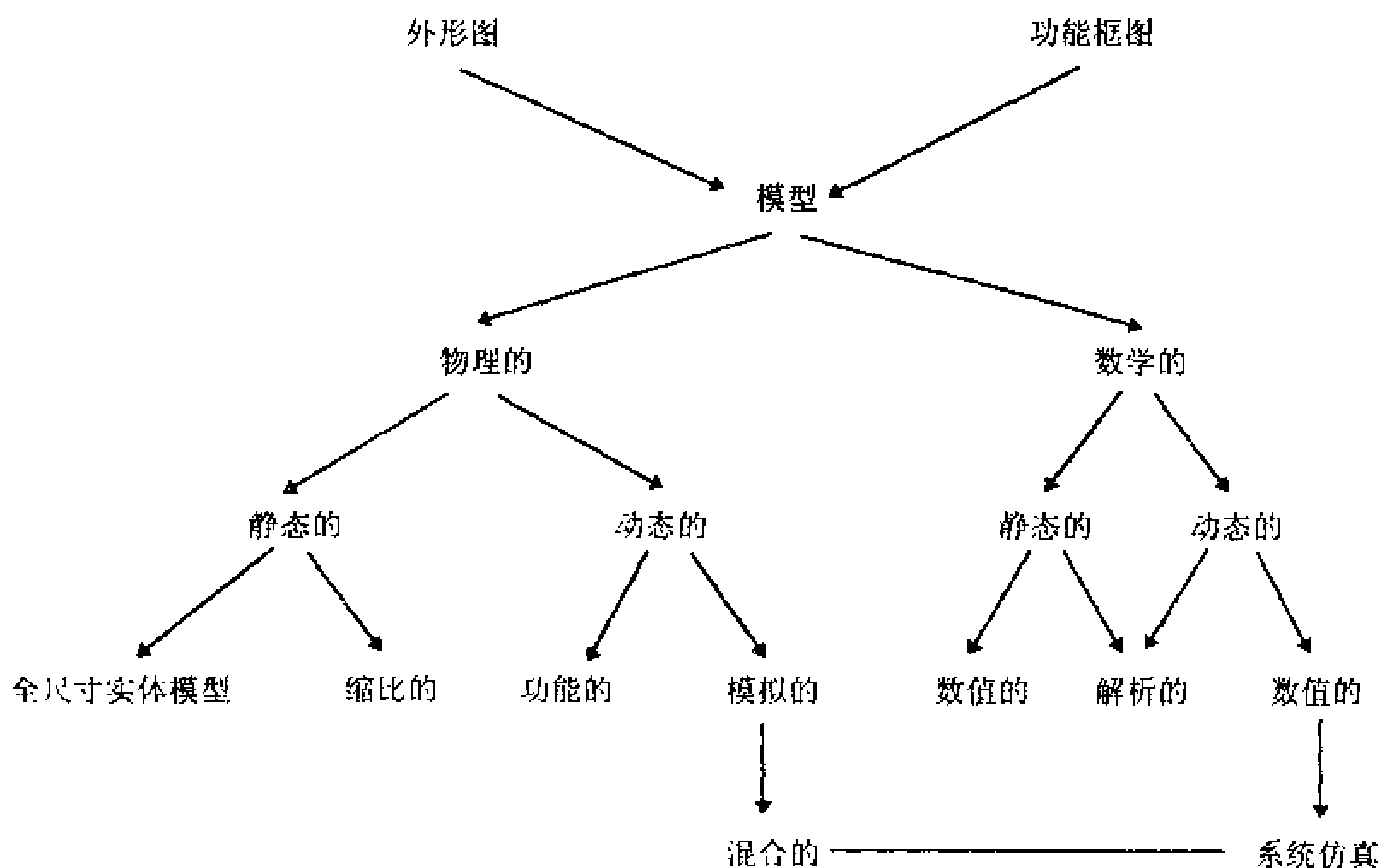


图 1-12　用于系统研究的各模型类型

1.4　人造卫星的分类和系统组成

1.4.1　分类

科学探测卫星和行星际探测器　30 多年来，美、苏等国发射了几百颗空间环境探测卫星、天文卫星和行星际探测器，特别是 60 年代发射的数量较多。60 年代美国以研究近地空间环境为主，主要目的是认识和发现空间环境，70 年代除重视近地空间外，同时重视对太阳、行星际空间的探测，先后发射了"水手"、"海盗"、"先驱者"、"旅行者"等系列探测器。前苏联亦发射了数量较多的"金星"、"水星"、"火星"等系列探测器。80 年代，美国用于太阳物理探测的有"太阳峰年卫星"和日本的"火鸟"卫星。荷、美、英合作的"红外天文卫星"，西欧的 COS-B 卫星。此外，印度、巴西，也发射了天文卫星。1992 年国际空间年前后发射 9 颗卫星组网，研究日地关系。90 年代初美国已把"哈勃"大型空间望远镜送入太空。利用卫星进行日地空间环境监测和预报，不仅为空间科学作出贡献，而且也直接为航天活动服务。

应用卫星　应用卫星是航天技术发展的最主要成就。早在人造卫星上天之前，1954 年美国的兰德公司就开始研究制定侦察卫星方案。世界上发展航天技术的国家几乎都是把应用卫星的发展放在首位。

气象卫星 气象卫星是气象观测的现代化工具。可以提供丰富的局部性、区域性、全球性气象资料。由极轨气象卫星和地球静止轨道气象卫星组成联合观测系统。极轨气象卫星能覆盖全球，获得全球性云图和大气参数。地球静止轨道气象卫星能进行连续不断地天气观测和监视。

自 1960 年春，美国发射第一颗“泰罗斯”试验性气象卫星获得成功以来，世界各国共发射了 100 多颗气象卫星，主要有美国、前苏联、欧空局、日本和中国等国。极地轨道或太阳同步轨道气象卫星在美国已发展了三代。60 年代发展了第一代“艾萨”气象卫星系列用于全球性连续地气象观测。70 年代发展了第二代“依托斯/诺阿”气象卫星系统，用新的遥感器甚高分辨率扫描辐射仪取代电视摄像机进行气象观测。70 年代末发展了第三代“泰罗斯-N”气象卫星系列，采用了先进的五通道甚高分辨率扫描辐射计。美国的军用气象卫星有“布洛克”系列。苏联的气象卫星始于 60 年代，试验性气象卫星放在宇宙号航天器系列中。专用的气象卫展发展了两代，1969 年 3 月开始发射了第一代“流星”1 号气象卫星系列，1975 年 7 月发射了第二代“流星”2 号气象卫星系列。1988 年 9 月中国发射了第一颗太阳同步轨道“试验气象卫星”1 号，1990 年 9 月发射了第二颗“试验气象卫星”2 号，均达到预期试验目的。

静止轨道气象卫星，美国发展了两代，第一代始于 1974 年 5 月，第二代始于 80 年代。日本和欧洲航天局均在 1977 年发射了第一代静止轨道气象卫星。世界气象组织（WMO）在 70 年代末组织有关国家发射了五颗静止轨道气象卫星和四颗极地轨道气象卫星，形成了一个全球性天气观测网。更多的国家则利用云图自动传输装置接收国外气象卫星信息，用于气象分析和天气预报。中国的“风云”2 号静止轨道气象卫星正在进行研制，90 年代中将会送入地球静止轨道。

利用气象卫星获得可见光云图、红外云图、大气水汽分布图、气象参数垂直剖面图、探测云层、雪、冰层和洋面温度以及收集船舶、飞机、海上浮动气象站、气球气象站和无人自动气象站的信息，进行大气过程分析和天气预报。

我国每年受台风的影响很大，利用气象卫星云图研究台风的形成机理，确定台风的位置、中心强度、风向、风速、波及范围。利用静止轨道气象卫星连续监视台风的演变过程，及时作出迅速准确预报。这对发展工农业生产，保障航行安全和人民生命财产所起的作用是常规气象预报系统无法比拟的。

利用气象卫星观测、监视、预报暴雨、暴风雪、冰雹、沙暴、洪水、旋风等灾害性天气起了巨大的作用。

渔业部门利用气象卫星提供的海流图和洋面温度分布情况，及时掌握鱼群的活动情况和分布范围，可大大提高海鱼捕获量。

气象在现代战争中起着重要的作用。气象卫星搜集全球性和特定地区上空气象资料为各军、兵种，战区提供气象情况。

随着航天技术的进一步发展，气象遥感器将向多样化、高精度方向发展，大大提高气象预报的内容和预报幅度。同时气象卫星提供的云图也将由静态云图向动态云图方向发展，这将会引起气象卫星发展的一次重大突破。

通信卫星 通信卫星可用于传输电话、电报、电视、报纸、图片传真、语音广播、时标、数据传输、视频会议等。通信卫星的特点是：通信容量大、距离远、覆盖面积广、质

量好、可靠性高、机动性强、成本低等。正是这些特点，使得通信卫星成为当今航天技术发展最重要的成就之一。

国际上已建立起各类通信卫星系统，如国际通信卫星系统、国内通信卫星系统、广播卫星系统、海事通信卫星系统、航空通信卫星系统、数据中继卫星系统等。如美国有“国际通信卫星”系列、“西联星”系统、“海事卫星”、“航空卫星”、“国防通信卫星”、“舰队通信卫星”、“数据中继卫星”；俄罗斯相应的有“射线”、“闪电”、“荧光屏”、“波浪”、“虹”；中国有“实用通信卫星”。此外，如拿大、法国、德国、意大利、英国、日本、印度、印尼、澳大利亚、巴西等国都已经建立起自己的国内通信卫星系统，还有许多国家和地区租用国际通信卫星线路或准备建立起自已的通信卫星系统。目前世界上有2/3的洲际通信业务是靠通信卫星完成的，这个比例还在不断扩大。在地球同步轨道上工作的100多颗卫星中，绝大部分都是通信卫星。

我国自70年代研制的东方红二号通信卫星虽然几次发射成功，但通信容量小（240～1000话路，一路彩色电视），远远不能满足国内用户需求，不得不租用国际通信卫星转发器用于国内、国际通信，举办国内电视教育，以解决燃眉之急。又如，该星的输出功率较小，地面接收天线较大（15米、10米、7米），只能集体接收，再传输给用户。加速发展卫星通信技术，实为我国航天技术发展的急迫任务。近几年发射的东方红二号甲，星上装有四个转发器，三个用于三路彩色电视，一个用于通信，其容量800～1000单向话路，卫星设计工作寿命三年，实际工作四年多，以解决国内部分用户之急需。“东方红”三号C波段大容量通信卫星发射成功后，将基本满足国内用户需要，卫星工作寿命八年。

通信卫星的发展趋势是：卫星的通信容量将不断增长，如“国际通信卫星”系列，1965年发射的“国际通信卫星”1号，电话通路仅240路，1978年发射的“国际通信卫星”5号增加到12000话路和2路彩色电视，一颗卫星的话路相当于1973年全世界卫星通信话路的总和。1986年发射的“国际通信卫星”6号有33000话路和4路彩色电视通道；为了解决地球同步轨道位置拥挤和频率饱和问题，工作频段从6/4吉赫发展到14/11吉赫，进一步发展到30/20吉赫。1983年日本发射的通信卫星采用亚毫米波转发器替代微波转发器，这是解决频率饱和问题的又一新途径；卫星通信的传输速率将从60年代的几千比特/秒，70年代的几万比特/秒，将增长到10亿比特/秒；卫星的工作寿命从1年半延长到7年、10年、15年。日本计划研制工作寿命15年的通信卫星。延长卫星工作寿命，降低成本是航天技术发展的必然趋势；随着运载能力增加，星上功率不断增大，控制精度提高，将为研制通信卫星巨型天线提供技术基础，21世纪初将会出现个人卫星通信系统。

地球资源卫星和海洋卫星　我国的地球资源是非常丰富的，像我国这样一个地域辽阔的国家用飞机进行航测，一幅图像为10平方公里，全国覆盖一次约需一百万张图像，考虑重叠则需要量更大，大约需要10年时间才能完成航测。用飞机航测，周期长、投资太大。用卫星进行地球资源调查是地球资源勘测手段的一个飞跃。

地球资源卫星可广泛用于：调查地下矿藏、海洋资源和地下水源；土地资源调查，土地利用，区域规划；调查农业、林业、畜牧业和水利资源合通规划管通；预报农作物长势和收成；研究自然植物的生成和地貌；考查和监视各种自然灾害（病虫害、森林火灾、洪水等），环境污染、海洋污染；测量水源，雪源；铁路，公路选线，港口建设，海岸利用和管通，城市规划。

海洋是生命的摇篮和风雨的故乡，海洋与人类的密切关系正逐渐被认识。海洋控制着自然界中水的循环和大气运动。海洋主导调节大陆的气候，提供廉价的运输条件，高质量的水产食物，蕴藏着巨大的能源和矿物资源。

对海洋、海岸线的调查、研究、利用和开发，虽然可以利用气象卫星、地球资源卫星获得一些资料和数据，但不解决根本问题，例如资源卫星遥感器波段主要在可见光和近红外，而海洋遥感器波段主要在红外和微波波段。我国既是一个大陆国家（九百六十万平方公里土地）。又是一个海洋国家（海岸线长一万八千公里，四百七十多万平方公里海域，还有四百多万平方公里的经济开发区），发展海洋卫星是国民经济和军事部门之必需。

海洋卫星的任务是：海洋环境预报，包括远洋船舶的最佳航线选择；海洋渔群分析；近海与沿岸海洋资源调查；沿岸、近海海洋环境监测、监视，灾害性海况预报、预警；海洋环境保护和执法管理；海洋科学研究；海洋浮标、台站、船舶数据传输；海上军事活动等。

用卫星进行地球资源调查是地球资源勘测手段的一次飞跃。地球资源卫星是航天技术和遥感技术相结合的产物。自 1972 年以来，美国相继发射了“陆地卫星”1、2、3、4、5 号专用地球资源卫星和海洋卫星-A。前苏联已在 1977 年首次发射了地球资源卫星，即“流星”号卫星系列。法国发射了“斯波特”地球资源卫星系列，日本有海洋卫星 1 号和地球资源卫星 1 号。印度和荷兰有自己的地球资源卫星，中国正在研制自己的地球资源卫星，德国和印尼亦将发射地球资源卫星。60 年代以来，美、俄两国发射的大量侦察卫星所得到的地面图像也可用于地球资源勘测。目前已有 100 多个国家和地区广泛利用获得的卫星遥感资料为本国的国民经济服务。

地球资源卫星和海洋卫星对国民经济的发展有着重大的经济价值，对保护人民生命财产和自然生态环境也有重要意义。当前综合利用地面测量、航测、卫星测量，将能取得更好的经济效益。随着遥感技术和航天技术的发展，地球资源卫星将向着多种遥感手段、多谱段、高精度、高数据率、长寿命、大容量、全天候方向发展，不断地为人类提供更多的资源信息。

导航卫星、跟踪和数据中继卫星　利用卫星进行导航是航天技术史上的一次飞跃。卫星可以覆盖全球进行全天候导航，而且导航精度高，在全世界各国的舰船上已获得广泛应用。

卫星导航定位有三种类型：(1) 双频多普勒测速定位系统，如美国的“子午仪”，中国的“灯塔一号”。该类卫星为两维导航定位系统，只能用于水面舰船，定位精度为 40～50 米。“子午仪”卫星研制始于 1958 年，1964 年开始投入使用，目前仍在广泛应用，90 年代中期将停止使用；(2) 导航星全球定位系统 (GPS)。采用伪随机码测距系统能进行全天候、全天时实时三维导航定位，定位精度 15 米。用于舰船、飞机、陆上活动目标等。该系统需要 18～24 颗卫星组网。美国的 GPS 已部分投入使用，90 年代初中期将 21 颗星（3 颗备份）组网。俄罗斯亦有类似于美国的两代导航卫星系统。欧洲航天局亦有类似于美国的小型 GPS 计划；(3) 区域性导航定位系统，三颗星（静止轨道）提供三维位置。要发射两颗星才能提供二维位置，若用户自己提供自身的高程，也可以算出三维位置。该系统特点是：同时能为百万用户服务，互不干扰，保密性好。随着航天技术的发展，未来将要研制 3 公里长度的高精度窄波束天线的导航卫星，它兼有通信功能，使用手表式微型无线电装置将能对人员、铁路车辆、汽车、货物、产品作跟踪定位、电话通信、救援、紧急呼叫、医疗检查、

报警等，这将是21世纪初期实现的目标。

跟踪和数据中继卫星的基本想法是把地球上的测控站搬到地球同步轨道上，形成星地测控系统网。大大增加对近地轨道卫星（气象卫星、侦察卫星、资源卫星、海洋卫星、通信卫星等）的跟踪测轨弧段，提高测轨精度，减少地球站设置，增加近地轨道卫星的数据中继能力，测轨精度60米。一颗星同时能对5颗以上的低轨道卫星进行跟踪测轨。一颗星可实现45%的覆盖，同时对24个用户星通信，大大增加近地轨道上卫星的数据传输能力。两颗星相距130度，轨道高度1200～12000公里的卫星可实现100%覆盖。

测地卫星 利用卫星进行测地，为测绘工作提供了现代化手段，工作周期短，测量精度高，大大节省人力、物力、财力。要建立精确性、全球性地理坐标系，利用卫星测地是唯一的测量手段。

美国从1962年起相继发射了"安娜"、"西可尔"、"帕吉奥斯"、"地形图"、"激光"等测地卫星。90年代准备建立全球性卫星测地网。法国亦相继发射了五颗小型测地卫星。俄罗斯的测地卫星混编在宇宙号卫星系列中。1976年美国发射的地球动力学卫星，即激光测地卫星，测量地壳的移动用于监视和预报地震。

随着航天技术的发展，星上提供大功率电源，把大功率激光器从地面搬到星上，大量的廉价的激光反射器放置在地形复杂、偏僻、环境恶劣的地区，进行测量可获得精确坐标位置。在地形测量中，利用激光测距脉冲返回次数分布的情况可获得地形高度分布图。

军用卫星 美、苏两国搞空间军备竞赛是众所周知的。他们鼓吹"谁先控制了空间，谁就在未来的战争中占有决定性的优势"。30多年来，他们发射了大量的军用航天器，军用卫星在美、苏航天活动中占支配性地位。投入巨额的军事费用，目前仍有增无减。

军用卫星可分为侦察卫星（照相侦察、电子侦察、预警卫星、海洋监视）、通信卫星、导航卫星、气象卫星、测地卫星、拦截卫星。

在美、俄两国的军用卫星中，50%以上都是侦察卫星。美国已研制了六代侦察卫星，可见光相机分辨率为0.3米，工作寿命200天以上，无线电传输型相机分辨率为0.3～3米，KH-11、12卫星工作寿命两年多。俄罗斯的侦察卫星工作寿命从几天到几个月。美国通过延长卫星工作寿命，大大减少发射数量，俄罗斯则通过增加卫星发射数量以保证全年有侦察卫星在天上工作。

军用通信卫星是军事系统通信的重要手段，其特点是：生存力强、抗干扰能力强、保密性高、有机动变轨能力、长寿命、大功率。如美国的战略通信卫星和战术通信卫星；英国的"天网"卫星；意大利的"天狼星"卫星。军用通信卫星的发展趋势是研制激光通信卫星。由于它是窄波束，因面保密性更高。激光通信可提供数据率10亿比特/秒的保密通信，提供更大的信息量。

军用气象卫星在现代战争中起着重要的作用。它搜集全球性气象资料和特定地区上空的气象信息。

利用卫星导航是现代战争的主要导航手段。美国60年代发射的"子午仪"导航卫星主要用于导弹核潜艇和水面舰艇全天候导航，80年代研制的军用导航星全球定位系统将能提供全球性、全天候、连续实时导航，提供三维位置和速度，为核潜艇、水面舰艇、飞机、地面活动目标等导航服务，比第一代导航卫星有更高的导航精度。

早在50年代末期，美、俄就开始研究拦截卫星的可行性。俄罗斯已经掌握了1000公

里以下拦截卫星的技术。美国没有这种卫星，但它试验成功用F-15飞机在15公里高空发射小型导弹摧毁550公里以下航天器的技术。

1.4.2 系统组成

典型的卫星由不同功能的若干分系统组成。一般分为有效载荷和保障系统两大类。有效载荷用于直接完成特定的航天飞行任务，保障系统用于保障卫星从火箭起飞到工作寿命终止星上所有分系统的正常工作。一般卫星按舱段划分可分为有效载荷舱和公用舱两部分，或有效载荷舱、公用舱和推进舱三部分。返回型卫星一般分为再入舱、仪器舱和推进舱三部分。

有效载荷 有效载荷种类很多，随着飞行任务的不同而异。如科学探测卫星的天文望远镜、粒子探测器、侦察卫星的可见光相机、CCD摄像机、红外探测器、无线电侦察接收机、气象卫星的可见光和红外扫描辐射仪、地球资源卫星的电视摄像机、CCD摄像机、主题测绘仪、合成孔径雷达、通信和广播卫星的转发器和通信天线等。单一用途的卫星装有一种类型的有效载荷，多用途卫星装有几种类型的有效载荷。

保障系统 各种类型卫星的保障系统一般包括下列一些分系统。

结构系统 用于支承和固定卫星上各种仪器设备，使它们构成一个整体，以承受地面运输、运输器发射和空间运行时的各种力学环境（振动、过载、冲击、噪声）和空间运行环境。结构形式主要有整体结构、密封舱结构、公用舱结构、有效载荷舱结构和展开结构。卫星的结构大多采用铝、镁、钛等轻合金和碳纤维复合材料等。对卫星结构的基本要求是重量轻、可靠性高、成本低等，通常用结构质量比，即结构重量占卫星总重的比例来衡量卫星结构设计和制造水平。

热控制系统 用来保障各种仪器设备在复杂的环境中处于允许的温度范围内。热控制分为被动热控制和主动热控制两类。热控制的措施主要有表面处理（抛光、镀金或喷刷热控涂层），包敷多层隔热材料，使用旋转盘、相变材料、百叶窗、热管和电加热器等。

电源系统 用来为卫星所有仪器设备提供所需的电能。现代卫星大多采用太阳电池和蓄电池联合供电系统。

姿态控制系统 用来保持或改变卫星的运行姿态。常用的姿态控制方式有重力梯度稳定、自旋稳定和三轴稳定。

轨道控制系统 用来保持或改变卫星的运行轨道。卫星具有机动变轨能力。轨道控制往往与姿态控制配合，它们构成卫星控制系统。

测控系统 包括遥测、遥控和跟踪三部分。遥测部分主要由传感器、调制器和发射机组成，用于测量并向地面发送卫星的各种仪器设备的工程参数（工作电压、电流、温度等）和其他参数（环境参数和姿态参数等）。遥控部分一般由接收机和译码器组成，用于接收地面测控站发来的遥控指令，传送给有关系统执行。跟踪部分主要是信标机和应答机。它们不断发出信号，以便地球测控站跟踪卫星并测量其轨道位置和速度。

各类空间飞行器根据其飞行任务的不同，尚需有不同功能的专用系统，如返回型卫星有回收系统，载人飞行器有乘员系统和环境控制与生命保障系统以及交会与对接系统等。

参考文献

[1] Curtis R. Space Almanac. 1990.

[2] 褚桂柏主编．空间平台．北京：中国科学技术出版社，1993.

[3] 褚桂柏．国外深空探测发展态势．1995.

[4] Surkov Yu A. Exploration of terresstrial plants from spacecraft; Instrumentation, Investigation, Interpretation. 1990.

[5] Thomas D. Damon. Introduction to space: The science of spaceflight. 1989.

[6] Солодов А В. Инженерный СпрАвочник по Косцической Технике. 1977.

[7] 李建江等译．航天技术图解百科全书．北京：知识出版社，1987.

[8] 张典耀主编．中国航天，1991 年增刊．

[9] 中国长城工业公司．Space in China. 1991.

[10] 钱学森著．星际航行概论．北京：科学出版社，1963.

[11] 洛克希德导弹和空间公司．系统工程管理指南．北京：航空工业出版社，1988.

[12] 邹家华主编．中国大百科全书 航空航天卷．北京：中国大万科全书出版社，1985.

[13] 张钧主编．当代中国的航天事业．北京：宇航出版社，1986.

第2章　空间环境及其对航天活动的影响

2.1　概述

航天器在外层空间飞行所处的空间环境属于自然环境，是航天活动所遇到的基本环境条件，并且对航天器的运动和各系统工作有明显的影响。这些环境包括电磁辐射、真空、高能粒子辐射、等离子体、微流星体、空间碎片、行星大气、磁场和引力场等。

根据空间存在的物质、辐射和力场的时间与空间分布特性，太阳系内的空间环境大致可分为行星际空间环境、地球空间环境和其他行星空间环境。

2.1.1　行星际空间环境

在极高真空背景下，有太阳连续发射的稳态粒子流、等离子体流、电磁辐射和爆发性发射……，还有行星际磁场、银河宇宙线和微流星宇宙尘等。

a. 太阳电磁辐射波长从 10^{-5}nm（γ－射线）到大于 10000 m 的无线电波，99.9%的能量集中在 0.2～10.2 μm。

b. 太阳宇宙线、太阳表面在爆发时喷射出来的质子能量为 10 MeV～10^4 MeV，太阳峰年及其以后 2～3 年出现的概率最大，每年可达 10 次之多，每次持续时间为十几小时到几天，到达地球附近大于 10 MeV 的质子最大瞬时通量为 10^4 p/（cm^2・s），一次爆发总通量达 10^9 p/（cm^2，一次），每年总通量为 10^{10}p/（cm^2・yr）。

c. 太阳风

地球轨道附近，太阳风速（静日）320 km/s，电子、质子密度约为 8/cm^3，质子温度为 4×10^4 K，电子温度为 10 K，日面扰动时太阳风也随之扰动，其风速有时超过 1000 km/s。

d. 行星际磁场

太阳以 27 天的周期自转，太阳风沿径向向外运动，使得携带磁场呈大尺度的阿基米德螺线结构（太阳赤道面内）。太阳风携带的冻结于其中的磁场沿径向向日面以外运动，同时也带动表面磁场自转，若太阳风径向速度为 V，太阳自转角速度为 Ω，则沿磁力线方程为：

$$\varphi-\varphi_0=\Omega(r-r_0)/V$$

式中 r_0 和 φ_0 为磁力线上初始点离日心距离和方位角，r、φ 为磁力线上任意点的距离，在地球轨道附近 $\varphi\approx45°$（135°），磁场的主要分量在黄道面内，由几个扇形区组成。每个区内磁场的方向是一致的，指向太阳成背离太阳，而相邻扇形区之间的磁场方向相反，这个边界称之为"扇形边界"，当其扫过地球时引起磁层扰动。

e. 银河宇宙线

由低强度、极高能量粒子所组成，大部分是质子，其次是 α 粒子，其余还有少量的残余重核。大体上 85%为质子，13%为 α 粒子，2%为 Li～Fe 等重核。太阳活动极小年时，到达地球空间的银河宇宙线各向同性通量为 4 p/（cm^2・s），年积分通量：1.3×10^8 p/（cm^2・yr）。太阳活动极大年时为 2.0±0.3 p/（m^2・s）年积分通量：7×10^7 p/（m^2・yr）能量

为 10～10^{13} MeV，其中主要集中在 10^3～10^7 MeV，总剂量为 4～10 rads/yr。

f. 微流星体和空间碎片

这些中性成分，在航天活动初期，主要是微流星，即贯穿能力大于 1 mg/cm^2 的微粒，随着航天活动频度提高，在近地空间，目前人为产生的空间碎片数目已超过天然的微流星数目，成为威胁航天活动安全的重要因素，引起航天界普遍关注。各类统计和跟踪编目工作正在航天大国和集团中开展研究。

2.1.2 环境与航天

50 年代末，人造卫星进人轨道之后，为保证航天活动能安全有效地进行，对人类以前未知的活动领域进行了大量的探测与研究，四十年来，空间环境研究已经取得很大进展。一项划时代的发现就是范·艾伦辐射带，随后陆续发现和证实了太阳风、磁尾、等离子体流、极风、波-粒子相互作用以及冕洞、黑洞等，这些重要的发现大大丰富了空间环境知识。从工程的观点认为，近地空间环境一般指距离地球 90～65000 km（10 个地球半径）以内的范围。对于运行在 1 000 km 之内的航天器又称低地球轨道（LEO），以前各国的空间计划大部分运行在低地球轨道上。但影响空间站系统的环境还要宽一些，所以我们这里讨论近地空间环境。

据调查，1977～1982 年期间 44 个飞行器发生故障的 16.5%是由于空间环境造成的。空间站及其空间飞行器受空间环境影响如下所述。

地球引力场，对低地球轨道上的空间站轨道和姿态控制影响最大，引力加速度及重力梯度力矩直接影响总体方案的选择和控制方案的选取，重力梯度力矩大小与空间站的特征长度（L）五次幂成正比。

中性大气对于空间站系统的天－地往返运输系统在进入和返回时产生气动加热。在 500 km 以下，大气阻力是仅次于引力的第二因素。大气阻力对轨道维持、气动力及其力矩、推进剂耗量影响十分重要，直接影响空间站运营管理的控制策略，对于大型空间站气动力矩正比于特征尺度的三次方。姿控推进剂耗量正比于特征尺度的四次方，轨道阻力补偿量正比于特征尺度的平方。

太阳光辐射和反照，这是空间站热设计中的外热源的环境依据，是太阳电池光源提供者，光压引起的阻力和力矩对空间站是不容忽略的。

地球磁场，与空间站剩余磁矩相互作用产生磁力矩，有用的磁力线圈是控制系统的一部分。由于有磁场影响改变站体表面电磁状态，并产生感应电位，影响对环境参数的测量和实验。

热等离子体，对高压太阳能电池帆板产生所谓“主动”充电，并且使电磁波的折射指数改变，进而改变电波传播路径。

快速带电粒子，对蒙皮材料、元、器件产生电离、辐射损伤导致软错误，硬错误，部分或永久失效。

流星、而体物质、人造残骸等，对航天器结构撞击、磨蚀和穿孔等导致机械损伤。

我们从工程设计的角度出发，就影响航天的主要环境因素在本章内讨论。

空间环境的最大特点是其参数随空间和时间不断变化而变化的，各种模式只是代表特殊需要下的环境要素的年均状况或特殊条件的极值。对于载人航天和长期空间站的运营管

理一个一成不变的环境模式是没有价值的，需要动态的不断变化的模式和中、长期与短期预报，乃至警报，以便对人员营救和改变运行策略。

航天器在轨道上运行过程，会遭遇到十分复杂的空间环境影响。高层大气密度是影响低地球轨道长寿命的主要因素。空间带电粒子辐射对于航天器材料、仪器和人体均有损伤作用，尤其伴随太阳耀斑出现而喷射出的大量高能粒子流，对空间飞行危害性更大。电离层结构影响无线电波的传播，因而影响通信、导航与定位。还有太阳电磁辐射及其反照对航天器的光照环境外热源，以及光学背景的影响；地磁场对航天器姿控以及环控方案设计的影响；无线电噪声对空间通信效果及性能之影响，以及近地空间的流星物质与人造碎片对航天器的潜在损害等。

本章共分七节，除去概述一节，其余各节分述太阳电磁辐射及其对航天活动的影响；地球大气及其大气模式的比较，并推荐一航天用大气模式；地球电离层环境及其影响；空间高能粒子环境及其对航天材料的影响；近地的其它环境一节讨论地磁场，流星物质和碎片环境及其对航天活动的影响；最后还对空间环境预报与警报介绍一下国外进展。这里给出的环境模式不是一成不变的，随输入条件的变化而变化，逐渐逼近真实行将发生的环境。

2.2 太阳电磁辐射及其对航天活动的影响

2.2.1 太阳

太阳是个中等恒星，发射出 4×10^{33}erg/s 的电磁辐射，是日一地空间的辐射源，以大约 2 cal/ (m^2 · min) 的强度辐照地球。太阳也是近地空间（10 个地球半径）的主要能源供给者，对于低地球轨道的航天器（LEO）太阳提供直接的太阳能占全部能量的三分之二。对于近地轨道（低于 1000 km）太阳辐射能为 1353 W/m^2，这个值实际上取作太阳电池阵设计的最小值。由于地球绕日运行轨道是椭圆形，在近日点附近其太阳辐射最大值约为 1425 W/m^2。

太阳是个炽热的气体球，可见的日面叫光球层，近似为 6400 K 的黑体，光球层的上面是个透明层——色球层，日食期间可见在光球之上延长到 2000 km，温度高达 50000 K。在色球层之上是日冕（10^6 km 之外），观测到温度达 1.5×10^6 K，但这层没有明显边界，在近地轨道附近，日冕温度大约是 3×10^5 K。

太阳发射无线电波、X 射线、紫外线、可见光以及高能粒子。太阳旋转周期随纬度增加，从赤道上的 25.4 天到纬度为 75°处的 33 天。在地球接收到的辐射强度被太阳旋转调制，地球物理学中旋转周期取 27 天。除太阳旋转效应外，其辐射强度随时间变化。太阳活动的定量描述已进入实用阶段。

1、太阳黑子数和 11 年周期

太阳黑子用白光观测，即用望远镜不加滤光片，在光球层上看到的暗区就是黑子区域。黑子呈现黑子群，主要出现在太阳纬度 5°～30°之间。太阳黑子数定义为

$$R = k(f + 10\,g) \tag{2-1}$$

式中：f——观测者所见的黑子数；

g——扰动区域数，单个黑子数或是黑子群数；

k——观测台常数，即观测设备灵敏度。

黑子活动有11年周期，叫太阳黑子周，不是所有的太阳活动都是一样的，基本是11年的长周期调制，有记录的最活动周是第19周，在1958年的头几个月里，黑子数达200，太阳黑子的最小年是1954年和1964年，太阳黑子数低到20，有时低到10以下。

黑子活动还有27天周期。在许多应用中黑子数取全月的日均值和全年的月均值，最近研究指出在11年周期内有准周期变化，最显著的是13个月的周期或15个太阳旋转周。

2. 太阳耀斑

太阳耀斑是指在光球层的小面积上出现的突然闪亮，保持可见时间在几分钟到几小时之间。耀斑的分级是通过滤光片观察H^{α}线（656.2 nm）的亮区面积分为4级，见表2-1，很小的耀斑又称为s（亚耀斑）。

表2-1 耀斑分级

日面半球面积（10^{-6}）	<100	100～250	250～600	600～1200	>1200
耀斑分级名称	s	1	2	3	4

通常在各级数字之后附以B、N、F定性地表示亮度分别为亮的、中等的和暗的。

耀斑出现的概率相对于黑子数的经验公式为

$$N_f = \alpha(\overline{R} - 10) \tag{2-2}$$

式中：N_f——每27天耀斑数；

$\overline{R}$——平均太阳黑子数；

α——是在1.5～2之间的常数。

表2-2 太阳的三类发射

发射类型	到达地球的时间	地球物理效应
X射线	8.3分钟	SID
质子（1～100 MeV）	几小时	太阳质子事件
低能等离子体（约1000 km/s）	1～2天	磁暴和极光

耀斑释放出的能量约为10^{25}J，引起地球高层大气扰动，对高层大气有重要影响的三类发射详见表2-2。

3. 太阳射电发射

太阳每时每刻都向外热辐射和射电发射，只是辐射强弱和发射水平不同，在耀斑期间射电发射大大增强，并且发射区是可见的。耀斑期间的发射无论时间还是谱都是非常复杂的。来自太阳射电波长的总发射是太阳活动性的标志，尤其是波长为10 cm的射电发射其流量为10^{-22} W/（m^2·Hz）。这个流量一般称作10 cm流量。用窄波束天线对日面扫描，可绘制出活动区位置，用光学方法也可分辨。

4. 太阳电磁辐射

太阳常数，指在地球大气层外，太阳在单位时间内投射到日地平均距离处垂直于射线方向的单位面积上的全部辐射能，美国航宇局标准取太阳常数为1353 W/m^2。

太阳光谱由波长为几Å或更短的X射线伸展到100 m以上的无线电波的光谱构成。

在 0.276～4.96 μm 光谱内占总太阳能的 99%，在 0.217～10.94 μm 内占总太阳能的 99.9%。见图 2-1。

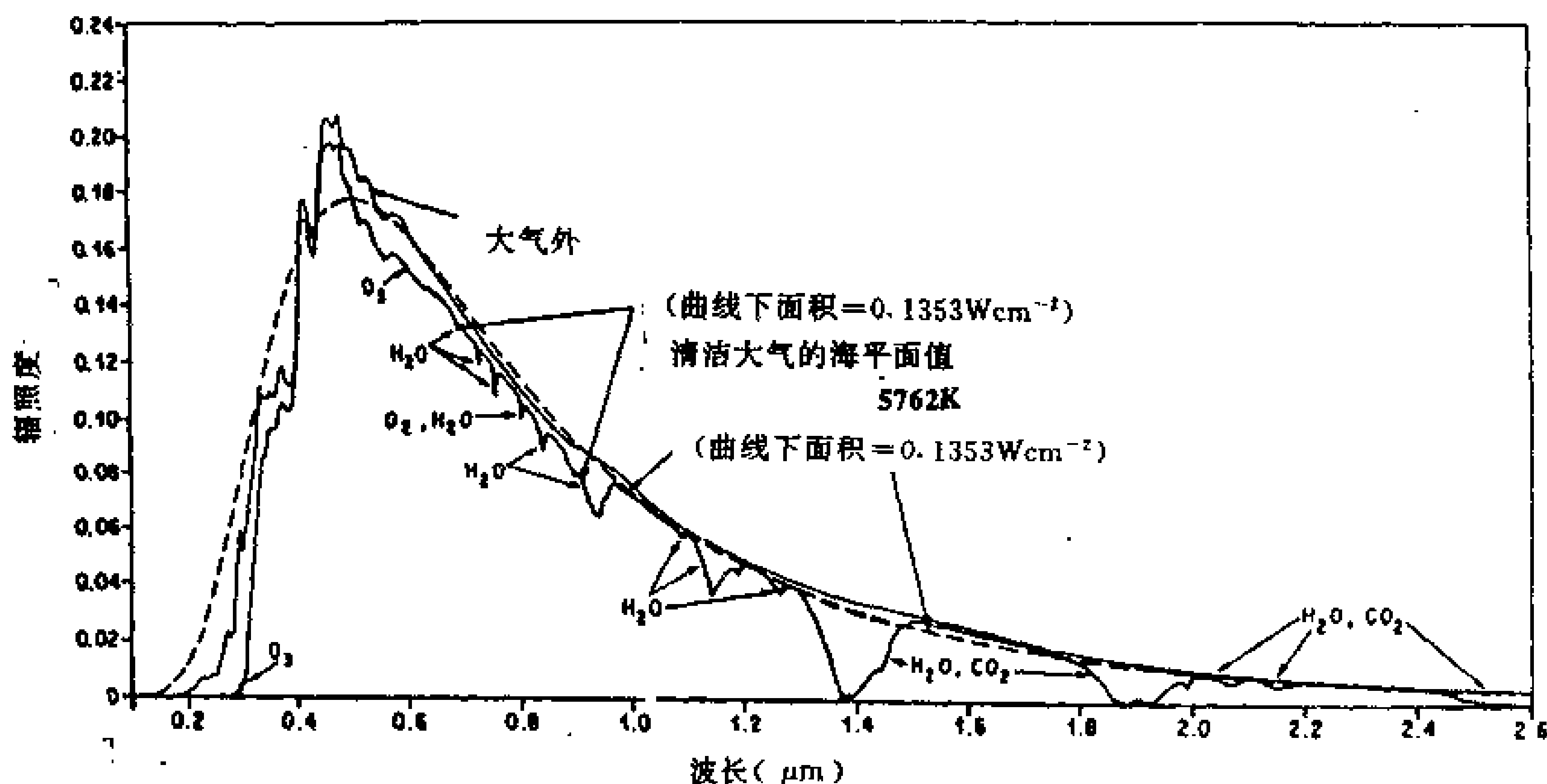


图 2-1　大气外太阳电磁辐射

2.2.2　太阳电磁辐射与航天的关系

距离地球最近的一颗恒星是太阳，它是居住在地球上人类的光明使者、生命的源泉。这些已为世人所知，但太阳对航天工程，尤其对空间站有什么影响，这是以下要讨论的内容。

运行在低地球轨道上的空间站和其他航天器，建立自身热平衡的主要热源就是太阳能，它是航天器设计，尤其是热设计的主要环境条件。对于空间站和其它近地卫星还要考虑地球反照和地球及其大气系统的红外辐射。在 300～500 km 轨道上，空间站所接收的外热源大约是太阳常数的 1.5 倍。

空间站在轨道上长期运行期间，太阳的紫外辐射会使热控表面深层和热控材料、器件的潜能退化，要是超过设计允许的范围，就可导致全站失去热平衡。此外，紫外辐射对绝缘材料、光学材料和高分子材料也十分有害。对塑料，可能使机械性能减退，如变脆、变软或退色，或伴随光学性质、物理性能、甚至电器性能的改变。

太阳电池方阵功率的精确计算与太阳光谱数据直接有关。尤其对空间站这样大的方阵，设计值的准确度与供配电控制十分密切，影响控制回路的软、硬件设计。

太阳辐射压又称光压，对于运行在近地轨道上的小型航天器是不重要的，但对空间站这样大型航天器，辐射压对其姿态控制力矩的估算及轨道保持能力的设计范围影响是需要考虑的因素。

另外，太阳辐射电磁谱也是有关遥感器的设计、数据解释和反演的重要数据背景。

2.3 地球大气

地球大气是由地球引力场和磁场所束缚的包裹着地球陆地和水圈的气体层，通常地球大气仅指地球周围的中性大气。

2.3.1 大气模式

大气模式指大气状态和变化过程的模式，它是以数学方程组表示的理论模型。大气过程的有关变量数目多，相互关系复杂，因此，只能把模式视为对大气的某种应用的初步近似，找出某一过程的主要因子。统计模式以大量观测资料为基础，经过数学处理后给出图表、公式或计算程序。可查到不同条件下各种大气结构参数的时间和空间分布。所谓大气结构系指其物理和化学状态的基本参数，如温度、压力、密度、成分，以及大气运动的空间分布和随时间的变化。

在工程设计中常遇到标准大气表和参考大气。标准大气是指在遵守理想气体定律和流体静力学方程条件下，人为假设的一种大气温度、压力、密度的垂直分布模式。它粗略地代表了中纬度的年平均状态。国际标准化组织（ISO）于 1973 年 9 月把美国的 1962 年标准大气 50 km 以下部分作为国际标准，代号为 ISO/TC20/SC6。以后又把美国 1976 年标准大气 50～80 km 部分作为暂定标准，作为 ISO/DIS 2533 文件的补遗。参考大气是以理想气体定律和流体静力学方程为基础，假设代表地球上各种地理条件和季节条件的一组大气温度、压力、密度的垂直分布。目前见到的参考模式很多，根据各种特殊用途都编制了自己的平均参数表。

参考大气模式与标准大气模式不同之处主要是参考大气还考虑大气随地理纬度和季节的变化、随时间和太阳活动性的变化，实际上在某种程度上代表了大气的动态特性。此外，参考大气模式又可分中、低层大气模式和高层大气模式，局部大气模式和全球大气模式。

目前在航天领域内常见的高层大气模式，主要是 Jacchia 模式和 Msis 模式。Jacchia 模式有 J65、J70、J71、J77。使用了 1958～1975 年间 17 年的卫星阻力数据。其特点是在用该模式进行轨道跟踪测量与设计时与真实大气拟合最好。

Msis 模式是质谱计－非相干散射雷达大气模式的编制，主要考虑了大气成分的分布影响，用星上质谱仪所测的中性气体成分的数密度和非相干散射雷达所测的温度资料编制成的时间和空间覆盖较宽的模式，这一模式揭示了比卫星阻力模式尺度更小的复杂的动力学过程。

任何一种大气模式都力图根据使用要求尽可能反映出大气的季节、昼夜、随太阳活动的变化以及随纬度的变化等。实际上，高空物理过程相当复杂，要从理论上得到大气主要物理量的分布是不现实的。但完全从实测资料发现规律也是十分困难的。所以现有模式绝大部分是半经验半理论的。于是经实验验证，每隔几年就需用新的探测资料对大气模式进行修正。

2.3.2 Jacchia 模式

下面以 Jacchia 71 模式为基础，说明模式制作的主要思路。

1. 90 km 以下均匀混合区

由成分测量得知，在 90 km 以下大气各种成分所占比例不变，与地面情况一样，如表 2-3 所示。

表 2-3

	N_2	O_2	Ar	He
体积百分比 q (i)	0.78110	0.20955	0.00934	0.00001289
分子量 μ	28.0134	31.9988	39.948	4.0026
平均分子量 $\bar{\mu}_r$	28.960			

在这一层之下实测资料较多。但测量本身也有一定误差，如 50 km 以上的密度探测结果就不理想，所以还要半理论模式。

a. 静力基本方程

$$dp = -\rho g dh \tag{2-3}$$

理想气体状态方程

$$p = nkT \tag{2-4}$$

式中 p——大气压强，kg/m^2；

ρ——大气（质量）密度，kg/m^3；

g——重力加速度，m/s^2；

h——从地面算起的高度，m；

k——波尔兹曼常数。

静力学公式表示的是一小气柱上，下底面的压强，等于柱内空气重量。这就是未考虑水平运动时，静止大气满足的方程，由此得出的模式称静态大气模式。由式 (2-3) 和 (2-4) 得

$$\begin{aligned} dp/p &= -\rho g dh/nkT \\ &= -\overline{m} g dh/kT \end{aligned} \tag{2-5}$$

在这一层内用了混合气体方程，可把大气视为由完全一样的分子组成，每个大气分子的平均质量是 $\overline{m}$，则 $\rho = n\overline{m}$。

b. 大气标高

定义大气（压力）标高 H 满足

$$1/H = \overline{m} g/kT = \bar{\mu}_0 g/RT \tag{2-6}$$

H 也称均质大气高度，式 (2-6) 写为

$$H = (d\ln p/dh)^{-1} \tag{2-7}$$

大气标高是表明大气压力随高度减小得快慢程度的量，它是大气压力减少到 $1/e$ 所需要升高的高度，表明气压场不均匀程度。

由 $dp/p = -dh/H$，不均匀介质得到 $dp = -\rho g dh$ 的关系，导出 $p = \rho g H$，这就是“均质大气” H 的定义。

在 90 km 以下，由于 $\overline{m}$=常数，g 也认为是常数，所以 H 只随温度改变。

对于数密度也有

$$n = n_0 \exp(-h/H) \tag{2-8}$$

于是得出 90 km 以下大气模式为

$$\begin{aligned} p &= p_0 \exp\left[-\int_{h_0}^{h} (\overline{m}g/kT)\mathrm{d}h\right] \\ &= p_0 \exp\left[-(\overline{m}g/k)\int_{h_0}^{h} (1/T)\mathrm{d}h\right] \end{aligned} \tag{2-9}$$

$$\begin{aligned} n/n_0 &= T_0 p/T p_0 \\ &= T_0/T \exp\left[-(\overline{m}g/k)\int_{h_0}^{h} (1/T)\mathrm{d}h\right] \end{aligned} \tag{2-10}$$

$$\rho/\rho_0 = T_0/T \exp\left[-(\overline{m}g/k)\int_{h_0}^{h} (1/T)\mathrm{d}h\right] \tag{2-11}$$

于是只要知道地面 $h_0=0$ 的 p_0，ρ_0，n_0 及温度随高度的分布 T (h)，就可求出 90 km 以下的 p (h)，ρ (h)，n (h)。

2. 混合解离区（90～100 km）

这一层是确定高层大气模式的下边界。该层虽然是基本均匀混合，但必须考虑光化反应，情况较复杂。所定成分仍以 N_2，O_2，Ar，He 为主，但 O_2 分解引起平均分子量 $\overline{\mu}$ 的变化。从探测资料，Jacchia 引进一个 $\overline{\mu}$ 的分布，

$$\overline{\mu}(z) = \sum_{n=0}^{6} Cn(z-100)^n \tag{2-12}$$

式中：$C_0=28.15204$；　$C_1=-0.085586$；
$C_2=1.2840\times10^{-4}$；　$C_3=-1.0056\times10^{-5}$；
$C_4=-1.0210\times10^{-5}$；　$C_5=1.5044\times10^{-6}$；
$C_6=9.9826\times10^{-8}$。

分解前后的平均分子量表达式为

$$\begin{aligned} \overline{\mu}_0 &= n(N_2)\cdot m(N_2)/n_0 + n(Ar)\cdot m(Ar)/n_0 \\ &\quad + n(He)\cdot m(He)/n_0 + n(O_2)\cdot m(O_2)/n_0 \end{aligned} \tag{2-13}$$

$$\begin{aligned} \overline{\mu} &= n(N_2)\cdot m(N_2)/n + n(Ar)\cdot m(Ar)/n \\ &\quad + n(He)\cdot m(He)/n + n(O_2)\cdot m(O_2)/n + n(O)\cdot m(O)/n \end{aligned} \tag{2-14}$$

3. 关于温度剖面

T (z) 对于建立大气模式是很关键的，Jacchia 模式中，经验剖面 T (z) 如下：

从 $z_0=90$ km，$T_0=180$ K，$G_0=(\mathrm{d}T/\mathrm{d}z)_{z=z_0}=0$ 出发，一直到外层（等温 T_∞层），采用两个温度剖面，以 125 km 为转折点。

a. 90 km～125 km 范围

$$T = T_{125} + \sum_{n=1}^{4} Cn(z-125)^n \tag{2-15}$$

确定系数 Cn 的条件要满足

$$T = T_0 \tag{2-16}$$

z=90 km 时

$$G_0=(dT/dz)_{z=z_0}=0$$

$$G_{125}=(dT/dz)_{z=125}=190(T_{125}-T_0)/(125-90)$$

z=125 km 时

$$(d^2T/dz)_{z=125}=0 \tag{2-17}$$

取经验公式

$$T_{125}=a+bT_\infty+c\exp(\overline{K}T_\infty) \tag{2-18}$$

Jacchia 定出符合实际的系数是：

$a=444.3807$，$b=0.02385$，$c=-392.8292$，$\overline{K}=-0.0021357$。

b. 125 km 以上 T（z）的表达式为

$$T=T_{125}+A\tan^{-1}(G_{125}(z-125)[1+B(z-125)^n/A]) \tag{2-19}$$

$$A=2(T_\infty-T_{125})/\pi;B=4.5\times10^{-6};n=2.5$$

以上，不管是均匀混合区，还是整个热层的剖面都是经验确定的，而且关键是 T_∞ 值高层温度的确定是十分困难的，因为理论和实际测量都不可靠。早期的模式是从密度探测资料直接出发计算的。即积分静力学方程，由 ρ（z）得到 p（z）及 H（z）、从 ρ（z）能了解 $\bar{\mu}/T$ 的变化，从 ρ（z）可求得 T_m（z）（$T_m=T\bar{\mu}_0/\bar{\mu}$），经繁杂计算后，可求得 T（z），从密度资料直接计算模式不太繁杂，而且不能反映模式随太阳活动、地磁变化、昼夜变化的情况。所以现采用经验温度剖面，即间接采用密度探测资料，靠与卫星轨道制动密度资料是否一致来检验模式。另一方面，探测到密度变化是由温度变化引起的，主要是太阳加热，即太阳射电 $F_{10.7}$，与太阳或黑子等相关，都是反映太阳活动的指标，还有地磁指标的影响。知道 T_∞ 的各种变化的修正，即可导出合乎实际的大气密度。

2.3.3 模式比较

评价大气模式的好坏，要看使用对象，航天领域使用的大气模式，如 Jacchia 模式，是以卫星轨道制动资料为基础，因此对于轨道预报效果很好，但对成分变化预报就不理想。

1. *以加速度计的测量为参考比较模式*

在 160～275 km 高度上用加速度计测量结果为参考，比较 6 个大气模式结果列于表（2－4）。

由表（2-4）可见，六个模式之间相差不很大，小于 6%，只是计算所需机时不等。

表 2-4　以加速度计数据为参考比较密度模式

	1	2	3	4	5
密　度	(Δρ)	|(Δρ)|²	%	RMS	计算机时
W64	−0.336E−13	0.684E−13	17.624	14.827	38298
SMSIS	−0.315E−13	0.664E−13	17.110	14.365	36433
JB77	−0.196E−13	0.643E−13	12.956	9.458	291202
MSIS	−0.744E−14	0.647E−13	18.829	17.819	143111
J76	−0.736E−14	0.580E−13	12.556	11.763	36268
JSCC	−0.267E−13	0.637E−13	16.112	13.834	31128

注：W64 —— Walker 64　　1——平均密度差

SMSIS —— Simplified MSIS　　2——平均绝对密度差

JB77 —— Jacchia−Bass 77　　3——平均绝对密度差百分数

J70 —— Jacchia 70　　4——绝对密度差百分数的均方根

MSIS —— MSIS 78　　5——cpu 机时（ms）

JSCC —— Jacchia−SCC 64

有人利用这六个模式，编制 No. 10948 卫星历表，如表（2-5），很显然 JB77、MSIS、SMSIS 与其他几个模式相比，对卫星寿命预报精度没有很大改善，相反 JB77 和 MSIS 模式倒显露出它们计算效率低。北美防空指挥部（MORAD）的卫星编目系统采用 JBCC、J70 和 SMSIS 大气模式对卫星进行预报研究，得出初步结论：

a. 对预报，新的密度模式不比早期模式能得到较好的精度，但后者却要化过多的机时；

b. 对高度和相当大的椭圆轨道，高度极限为 1000 km，JSCC 产生的精度与其他模式不相上下。

2. 根据观测近地点位置预报来比较模式

不少人分析了 Harris-Priester 模式（HP）、Jacchia-Roberts 模式（JR）以及简化指数模式（SEM），在预报卫星近地最大位置差时其精度见表（2-6）。四种模式得到的结果与实测值之差见表 2-7。

由表 2-7 得出如下结论：

a. 卫星近地轨道大于 300 m，四模式卫星测轨结果相近；

b. 对任意给定段，四模式都不能得到最好的预报；

3. 不同模式对卫星轨道根数的影响

有人对 CIRA65 和 CIRA72 模式预报卫星轨道根数进行分析，指出 5 天的预报间隔，两个模式间 a、e、i、Ω 和 M 近似相差 20%左右，而近地点幅角 ω 相差高达 100%。

表 2-5 No. 10948 卫星星历表预报

大气模式	EPM	ΔLife（百分误差）	cpu 机时
JSCC	SP	9h33min （+1.97）	0.2460
	SALT	9h13min （+1.90）	0.0348
J70	SP	12h18min （+2.54）	0.2419
	SALT	12h24min （+2.56）	0.0368
J77	SP	59h21min （+12.25）	0.9082
	SALT	47h25min （+9.79）	0.1607
MSIS	SP	46h41min （+9.63）	0.5244
	SALT	43h46min （+9.03）	0.0991
SMSIS	SP	33h14min （+6.86）	0.1686
	SALT	32h52min （+6.78）	0.0291
WALKER	SP	10h40min （+2.21）	0.2429
	SALT	10h06min （+2.08）	0.0453

表 2-6 预报位置差

卫星	平均最大位置差（km）					
	HP 模式		JR 模式		SEM 模式	
	第二天	第五天	第二天	第五天	第二天	第五天
AE-3	5.4	29.3	3.4	30.4	4.2	27.8
MAGSAT	1.5	4.6	4.5	8.8	1.2	7.6

表 2-7 四报式得到的结果与实测值之差

卫星	HP 模式		JR 模式		MSIS 模式		SEM 模式	
	平均加权 RMS	最大位置差（m）	平均加权 RMS	最大位置差（m）	平均加权 RMS	最大位置差（m）	平均加权 RMS	最大位置差（m）
AEE-3	7.3	225	7.8	217	8.5	324	7.3	174
SAGE	9.9	203	10.2	210	10.0	213	10.0	216
MAGSAT	9.4	213	9.5	160	11.3	288	9.1	246

2.3.4 推荐模式

对模式的编制和比较之后，我们向用户推荐 GJB 544—88 地球大气模式作为航天设计标准，该标准等同采用 NASA 空间飞行器设计准则（环境类）地球大气模式（90～

2 500 km)。

下面给出为美国空间站提供的大气背景环境：对低倾角轨道设计、制导与控制系统所需的平均总密度见表 2-8，对极轨道设计、制导与控制系统所需的平均总密度见表 2-9。

表 2-8 对低倾角轨道设计、制导与控制系统所需的平均总密度

轨道高度 (km)	总密度 (km/m^3)
1100	0.5189×10^{-13}
1000	0.1018×10^{-12}
900	0.2105×10^{-12}
800	0.4567×10^{-12}
700	0.1042×10^{-11}
600	0.2522×10^{-11}
500	0.6596×10^{-11}
400	0.1958×10^{-10}
$\bar{F}_{10.7}$，Ap (400)	

表 2-9 对极轨道设计制导与控制系统所需的平均总密度

轨道高度 (km)	总密度 (km/m^3)
1000	0.9890×10^{-13}
900	0.2055×10^{-12}
800	0.4483×10^{-12}
700	0.9846×10^{-12}
600	0.2498×10^{-11}
500	0.6579×10^{-11}
400	0.1953×10^{-10}
300	0.7096×10^{-10}
$\bar{F}_{10.7}$，Ap (400)	

为了更好地了解原子氧的空间分布，在 300～500 km 高度上，尽管平均状态下大气的数密度只有 $10^8\sim10^7/cm^3$，但其通量密度高达 $10^{13}\sim10^{15}/cm^2\cdot s$，因此对空间站表面材料的剥蚀效应不容忽视，另一作用是使表面产生“辉光”。原子氧的空间分布见图 2-2。

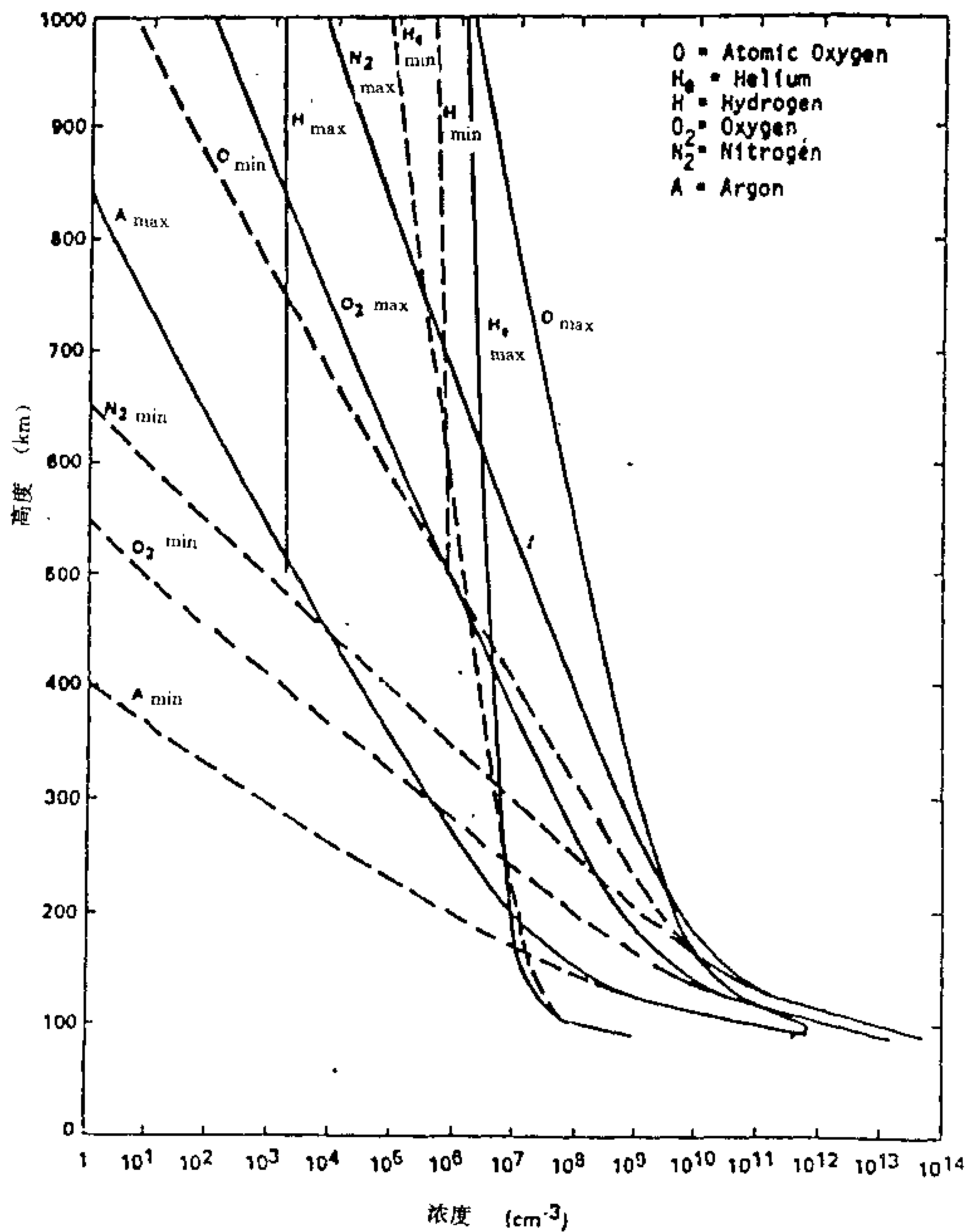


图 2-2 原子氧的空间分布

2.4 地球电离层及其对导航定位的影响

2.4.1 概况

前一节讨论了大气层的中性成分，这一节研究部分电离的大气，是温度也相当低的（180～3000 K）等离子体。

电离层对在其中传播的电磁波的折射、反射、散射、吸收和色散一直被人类所关注。由于电离层改变电波传播路径，出现时延，改变到达角；电离层内不规则体使经过的信号产生闪烁，使电波发生聚焦或散焦，造成波能损失，信号失真，甚至丢失。局部电离层会改变飞行器上天线的阻抗特性；局部电离层条件还可能产生噪声。

空间站系统有不少电波传播问题，如测控系统的定轨问题，制导导航的定位问题以及通信系统的波段选择等。

空间站是电离层等离子体中结构复杂、尺度大、寿命长的飞行体，与电离层相互作用产生阻力效应，等离子鞘和尾迹；尤其对高压太阳方阵会产生电流泄漏而造成功率损失。

在电离层 F 层，空间站上的气体释放会引起电离层的扰动，也必然造成对电波传播的影响。

本节主要讨论电离层结构及航天所用的几个参数。

2.4.2 电离层及其参数

电离层结构以所在区域电子浓度的大小分层，随高度和离子浓度依次分为 D、E、F。这些层结构发生很大周日效应，在夜晚 D 层消失，而 E 和 F 层电子浓度减小。

D 层是电离层的最低层（60～90 km），典型的正午电子浓度为 10^8～10^9 e/m^3。

E 层（90～130 km），电子 E 层和偶现（sporadic）E，又称 Es 层，是出现在 E 层上的异常电离，形态多样，不同纬度有其不同特征。E 层最大电子浓度出现在 110 km 附近，其值约为 10^{11} e/m^3（相当 $f_p \cong 3$MHz），夜间剩余值为（1～4）$\times 10^9$ e/m^3（相当 $f_p \cong$ 0.4MHz），这层基本上为太阳光电离辐射所控制。

F 层（130～1000 km），F 层上下两部分呈现不同的变化，有时可分出 F_1 和 F_2 层，F_1 层在（130～210 km），最大电子浓度为 2×10^{11} e/m^3，夜间失去 F_1 和 F_2 层间区别。F_2 层（200～400 km）是最高的电离区域，电子浓度为 10^{12}e/m^3 量级。地球电离层结构见图 2-3。

F 层中常见的不均匀结构是扩展 F（spread F）。

电离参数：

a. 碰撞频率　系指电离层中电子与其它粒子的碰撞，在 300 kmc 以下，主要是电子与中性成分的碰撞决定电子的碰撞频率，正比于中性粒子的数密度，电离层中以 D 层碰撞频率最高。总有效碰撞频率最高为（10^5～10^7）/s。

b. 电子密度　在电离层中，单位体积内电子的数量，它随地理位置、周日、季节和太阳活动特性等变化。几乎不可能做一个统一模式代表所有这些变化。

c. 中性成分　高层大气不是完全电离气体，所以还在非电离气体，中性大气分作两个区域即低于 120 km 和高于 120 km 区域。

d. 离子成分　电离层中最低区域以 NO^+ 和 O_2^+ 为主。在 F 层顶部以 O^+ 为主。1000 km 以上主要成分是 H^+ 而高于 2800 km 几乎为 H^+ 所独占。

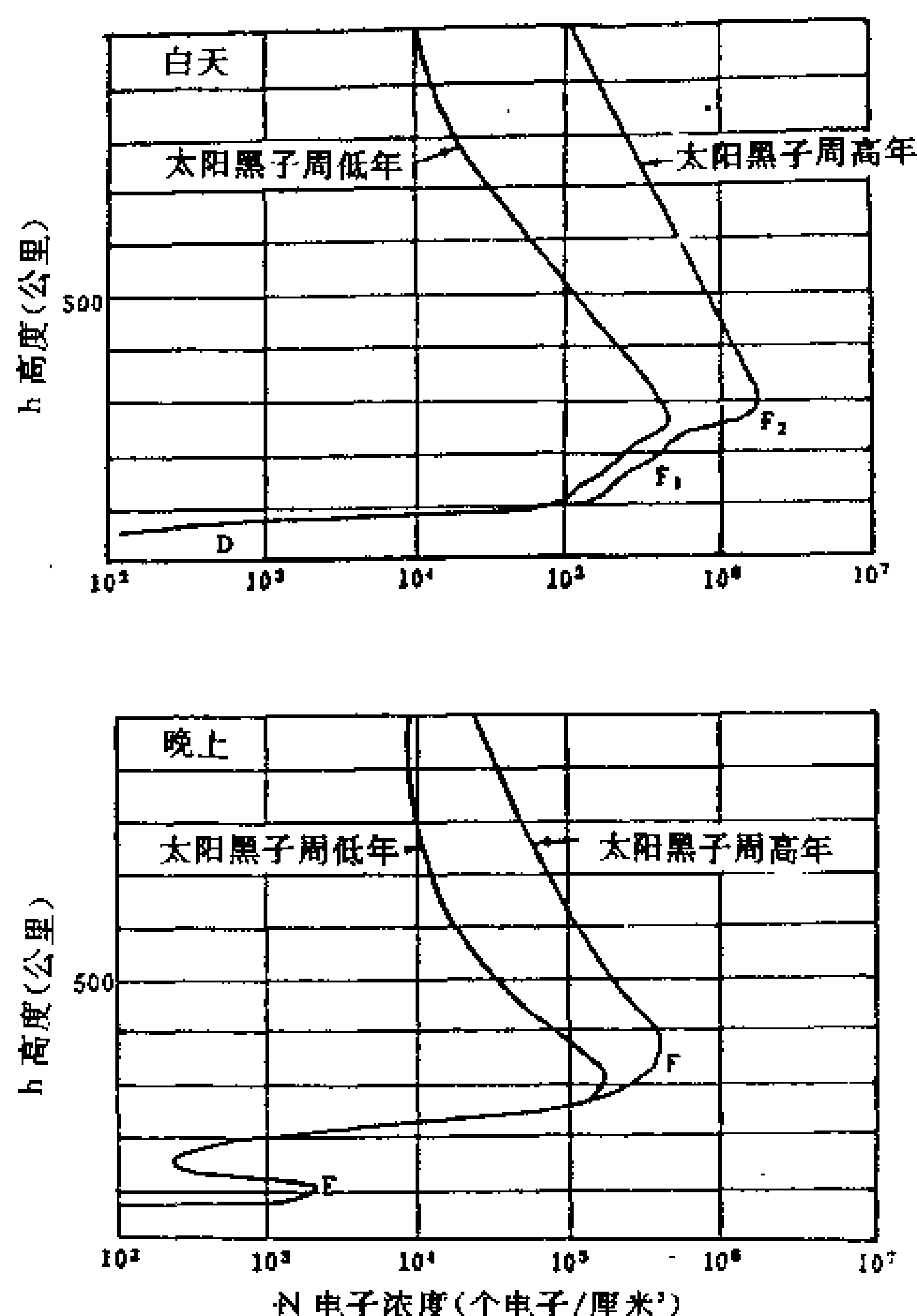


图 2-3 电离层结构

e. 电离层的温度 这层温度取决于各种加热和致冷过程的平衡以及这种平衡的周日变化和季节变化。

2.4.3 电离层对通信和航天活动的影响

1. *电离层对无线电波的吸收*

在D层高度，由于电子与中性成分频繁地碰撞，从而造成电能量的损失。概括地说，电子从无线电波获取的能量通过碰撞部分转移给大气的中性成分，中性成分不受电波影响，于是这部分能量表现为本身温度的升高，称之为电离层对电波的吸收。

2. *多普勒频移*

电磁波在电离层中传播时，由于电离层的运动或电离层特性随时间变化，使电波在电离层中传播路径随时间变化，表现为接收点收到的电波信号的频率发生偏移。这一频率偏移可表达为

$$\Delta f = -\frac{f}{c}\int_{s} n\mathrm{d}s \tag{2-20}$$

式中，n 是电离层折射指数，与电离层电子数密度的时空分布有关。

在目前用的双频多普勒系统中，硬件自身可消除一级项，其他高阶项则要修正。

$$\Delta f = - f/c \, \mathrm{d}[L_0 + \int (n-1)\mathrm{d}l + R]/\mathrm{d}t$$

$$\Delta f = - f/c \, \mathrm{d}[L_0 + L_1 + L_2 + L_3 + R + 0(1/f^5)]/\mathrm{d}r$$

$$L_0 = \int \mathrm{d}l$$

$$L_1 = I_1/f^2 \qquad L_2 = I_2/f^3$$

$$I_1 = a \int N \mathrm{d}L \qquad I_2 = b \int N_e B_0 |\cos\theta| \mathrm{d}l$$

$$L_3 = I_3/f^4$$

$$I_3 = c_1 \int N_e^2 \mathrm{d}l + c_2 \int N_e B_0^2 \cos^2\theta \mathrm{d}l$$

式中，a、b，c_1，c_2 为常数。

3. 空间站与电离层的相互作用

早在 1937 年 Iung・B 就提出了物体表面电荷平衡问题，空间站表面也聚集电荷，前苏联 CIIYTHIK—3 实测了卫星表面电荷，并指出为—2～—7V，且随高度和昼夜变化。

我们给出用电离层模式估算在不同高度上电位的公式：

$$\varphi_0 = - 8.6 \times 10^{-5} T e \ln(2956 \sqrt{T_e}/V_0)(< 200 \text{ km})$$

$$\varphi = - 8.6 \times 0^{-5} T e \ln\{(2956 \sqrt{T_e})/(V_0[1 - 2 e\varphi_0/(\bar{M}V_0^2)]\}$$

$$\varphi = - 8.6 \times 0^{-5} T e \ln\{(2956 \sqrt{T_e})/(V_0[1 - 2 e\varphi_0/(\bar{M}V_0^2) + i_{ph}/n_e]\} \qquad (2\text{-}21)$$

式中：φ_0—— 电位，V；

T_e—— 电子温度，K；

$\bar{M}$—— 平均离子质量，km；

V_0—— 飞行器速度，m/s；

i_{ph} —— 光电流，A/m^2；

n_e—— 电子密度，l/m^3。

4. 等离子体鞘

由于飞行器电位与周围等离子体电位不同，子是在飞行器周围形成空间电荷层壳，即是等离子体鞘。等离子鞘分为三类：稳定鞘、尾迹、感应鞘（它是与射频或 $\vec{V} \times \vec{B}$ 效应相关的特殊鞘）。

克服鞘套效应的办法有：

a. 空间站上的导体部分（如探针，探针与本体之间）要远离，以避免受等离子鞘的影响；

b. 消除返回电流的收集，应满足如下条件：

飞行体面积/探针面积≫电子饱和电流/离子饱和电流；

c. 加偏压以克服 $\vec{V}\times\vec{B}$鞘的干扰；

d. 减少飞行体的分子污染；

e. 处理资料时要有轨道姿态信息，以便消除阴影效应的调制；

5. 对航天器的不等量充电

处于电离层内和极光带内的飞行体相对离子以超音速飞行，所以“离子流”大部分打到飞行体前面，面“电子流”类似各向同性地“入射”到飞行体表面，于是就会出现对飞行体的不等量充电。前苏联第三颗卫星测量到的电位就是这种条件造成的。

6. 400～600 km 高度上，飞行体上的电流泄漏

对子空间站的高压太阳电池阵遇到的基本困难是周围等离子体造成的电流泄漏，太阳阵上正负带电粒子收集区经等离子体构成回路而消耗电功率，估计预期消耗功率 3%。

由于空间站特征尺度远大于德拜（Debye）长度 $\lambda_D=6.9\ (T/n)^{1/2}$，$T$——温度（K），$N$——电子密度（l/cm^3），Debye 长度的物理意义是当电子以等离子体频率 ω_N 振荡时，其振幅就是德拜长度，表示超过这一长度，就不受该粒子静电场的影响。但空间站是十分复杂的多种绝缘材料大空间飞行器，释放大量气体，反过来又改变了局部环境，目前对此正在研究之中。

2.5 地球磁场及其对航天器姿态的影响

在近地空间环境中对航天活动有危害的带电粒于有三个来源，即

1. 地球辐射带　又称范・艾伦带，对低地球轨道有影响的区域是南大西洋异常区以及外辐射带的下边缘。辐射带的成分主要是质子和电子，它们被地球磁场捕获、经常稳定地存在，强度大。

2. 太阳宇宙线　主要指太阳发生耀斑时喷射出的带电粒子。大耀斑时，很短时间内达到很大强度。

3. 银河宇宙线　来自银河系，单个粒子能量很高，强度却很小。

本节主要讨论高能带电粒子的分布模式及对空间站的影响。

2.5.1 地磁捕获辐射带

美国头几颗卫星（探险者 1、3）上的 G－M 计数器的计数超过正常宇宙线 1000 倍以上，该实验是由 James・Van Allen 领导的，他认为这是大量带电粒子被地磁场捕获的结果。前苏联第二、三颗卫星测量结果也证实了辐射带的存在。

辐射带成分主要是电子和质子，以及少量重核组成。内带 1.2～2.5R_e，外带 3.0～8.0 R_e，其结构和空间范围与粒子种类、能量范围、地理位置和年代相关。

1. 内辐射带

内带结构与地磁场密切相关，地磁场强度随高度、纬度和经度变化。在南纬 30°的南大西洋上空，磁场强度下陷。

在南大西洋区内辐射带的粒子可达很低高度，这一区域称南大西洋异常区（SAA）。

内辐射带高能质子一般比较稳定，高能质子（40MeV$<E<$110 MeV）随高度和纬度变化。见图 2-4。

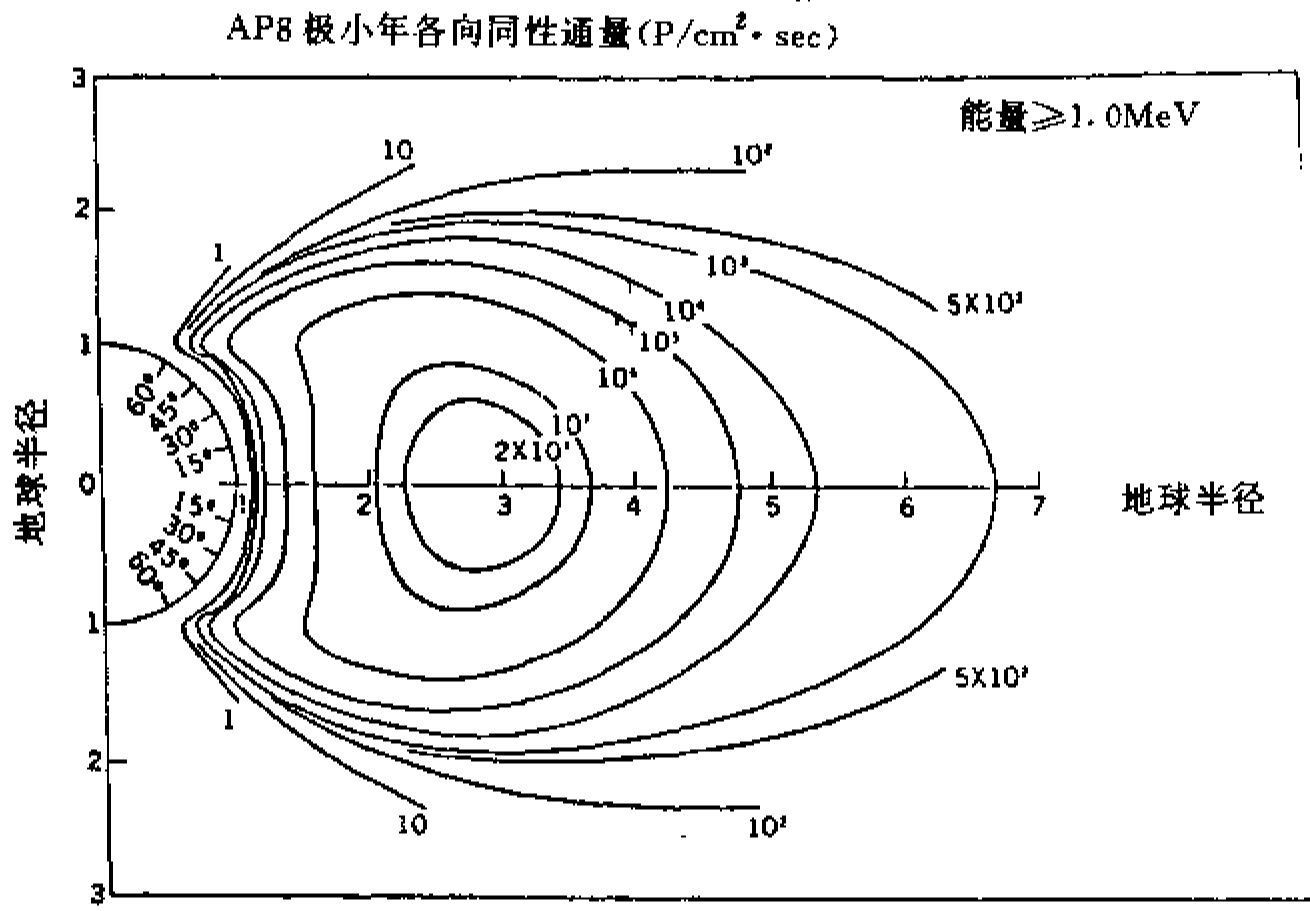


图 2-4　高能质子分布

内辐射带电子最初的十年间是被高空核爆（Starfish）注入的人工电子所控制，一直到60年代末人工电子消失。

2. 外辐射带

主要由电子和低能质子组成。

3. 捕获辐射带模型

航天工程设计和载人飞行剂量分析实际应用中，所关心的是较子辐射强度，根据卫星观测数据，美国航空航天局戈达德飞行中心编制了质子模型和电子模型，质子模型定名为AP，已从AP1发展到AP8。电子模型定名为AE，从AE1发展到AE8。质子、电子模型概貌见表 2-10。

目前正在使用的几个模型是：

外辐射带为AE4，分成太阳极大年AE4，太阳极小年AE4；外辐射带高能电子是AE7。

内辐射带模型是太阳极小年AE5和太阳极大年AE6。

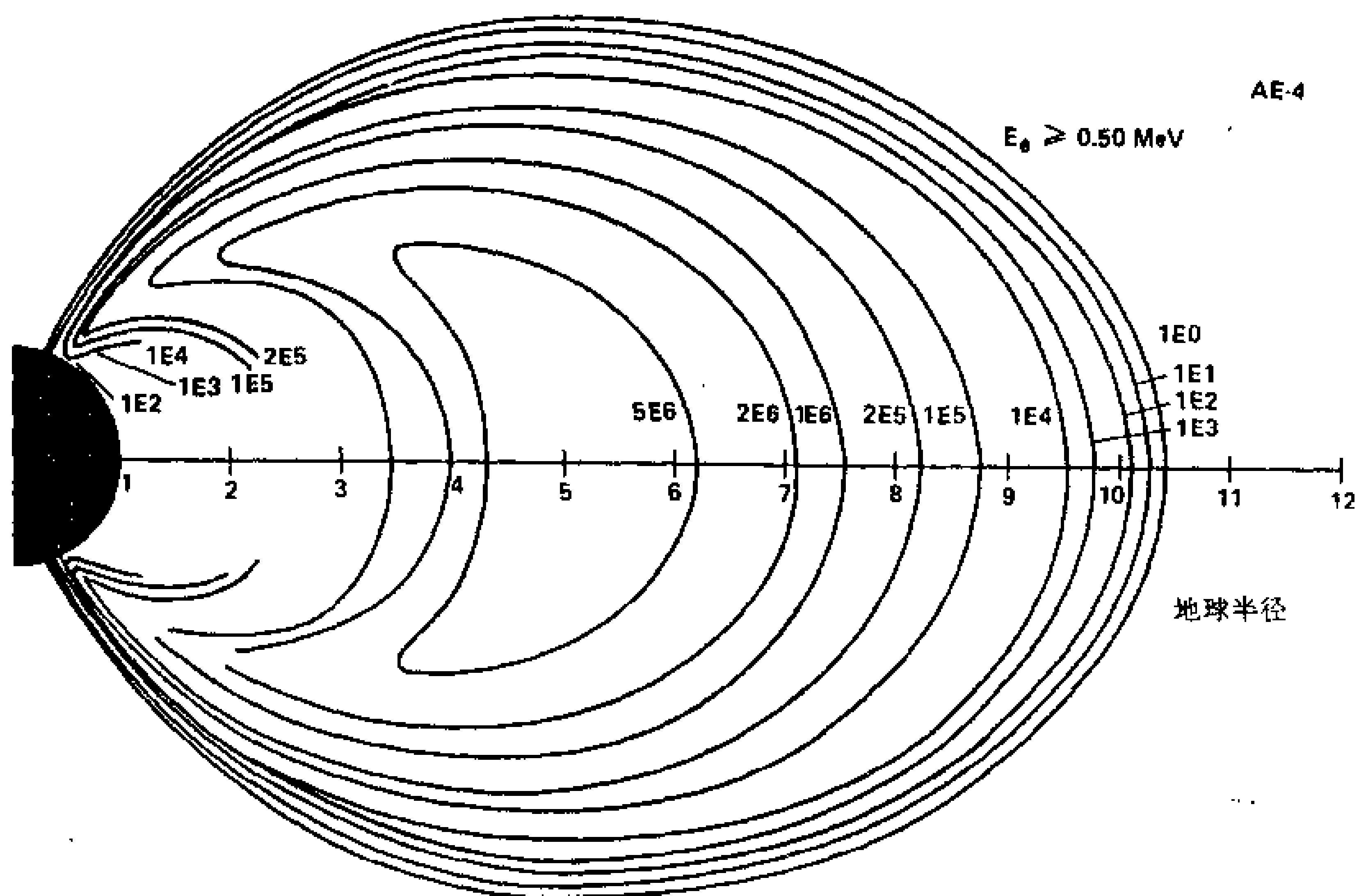


图 2-5 外带电子分布

表 2-10 电子、质子模型概貌

模型名称	作者	资料时间	能量范围 (MeV)	空间范围	卫星数	仪器数目
AE1	Vette (1966)	62.10～63.11	0.5～5	L≤3	9	10
AE2	Vette (1966)	62.10～64.10	0.04～5	L≤6	9	15
AE3	Vette (1967)	59.8～65.10	0.04～5	L=6.6	6	12
AE4	Singley (1972)	59.8～68.2	0.04～5	L=2.8～11	11	23
AE5	Teagne (1972)	64.9～67.12		L=1.2～2.8	5	6
AE6	Teagne (1972)	64.9～67.12		L=1.2～2.8	5	6
AE7	Teagne (1972)	59～68	0.04～4	L>2.8		
AP1	Vette (1966)	58.7～63.9	30～50		10	15
AP2	Vette (1966)	58.7～63.9	15～30		10	15
AP3	Vette (1966)	58.7～68.9	4～15		10	15
AP4	Vette (1966)	58.7～66.9	>50		10	15
AP5	King (1967)	61.8～65.4	>0.01	L=1.2～2.6	6	9
AP6	Levine (1969)		4～30			
AP7	Levine (1969)		>50			
AP8	Sawyer (1976)		0.1～400		24	36

质子模型，按能量分为：

AP1　　>30MeV～50MeV

AP2　　>15MeV～30MeV

AP3　　>50MeV

AP4　　>4MeV～15MeV

AP5　　>0.01MeV

AP6　　>4MeV～30MeV

AP7　　>50MeV

AP8　　>0.1MeV～400MeV

模型是对真实情况的近似，存在问题是资料比较老，不能反映短期变化，外带能量波动超过1～2个量级，受磁暴影响大，且发生频率也高。

目前正在改进资料积累和使探测仪器完善。

2.5.2 银河宇宙线

银河宇宙线由低强度极高能量粒子组成，这些粒子大约85%是质子，13%是α粒子及残余重核，其能量10^8～10^{19}eV，在自由空间的强度相对为正常值0.2～0.4粒子/cm²/sr/s在太阳活动时间，由于行星际磁场强度增强，使进入地球的粒子强度减少，地球轨道附近其通量为：

太阳极小年　　4粒子/cm²/s

年积分通量　　1.3×10^8粒子/cm²

太阳极大年　　20±0.3粒子/cm²/s

年积分通量　　7×10^7粒子/cm²

主要能量集中在10^3～10^7 MeV，剂量贡献为4～10拉特/年。

2.5.3 太阳宇宙线

太阳宇宙线主要指太阳耀斑时发射出的带电粒子。太阳耀斑是在太阳光球层表面上的突然暴发，释放出巨大能量。

太阳耀斑是随机的，发生频率从每两月出现一次到每两年出现一次，出现耀斑在地球附近造成的粒子事件持续时间从2小时到几十天。太阳耀斑的出现有11年周期，每周期内存在一异常大事件。根据1956年到1972年太阳耀斑产生的质子（E>30 MeV）事件，耀斑出现的频率由下式描述：

$$P(n,t,N,T) = (n+1)!\,(t/T)^n[n!N!(1+t/T)^{(1+n+N)}] \tag{2-22}$$

已知T时间内观测到N次耀斑，于是用P表示在时间t内发生n次耀斑的几率。

1972年8月、1989年3月、1991年等事件，在地球附近产生的质子通量比平时高，这在考虑航天安全方面，要十分重视这类异常大的事件。

耀斑质子能谱

表2-11　太阳耀斑全向积分通量

	E>10 MeV	E>30 MeV	E>60 MeV	E>100 MeV
平均积分通量±σ	8.27±0.59	7.28±0.75	6.63±0.95	5.77±1.24
峰值处平均通量±σ	3.27±0.64	2.37±0.82	1.88±0.78	

表（2-11）的数据可用下式逼近

$$F_{平均} = 3.3 \times 10^5[\exp(-E/20.2) + 307\exp(-E/3)] 质子数/(cm^2.sr.MeV)$$

$$(E > 10\ MeV/u)$$

最恶劣的情形（地球附近）是对整个事件积分再通过平均加 σ 获得：

$$F_{恶劣} = 7.6 \times 10^5[\exp(-E/3) + 165\exp(EE/4.0)] 质子数/(cm^2.sr.MeV)$$

$$(E > 10\ MeV/u)$$

对于峰值处的谱也作类似处理

$$F_{平均} = 1.95[\exp(-EE/27.5) + 173\exp(-E/4)] 质子数/(cm^2.sr.s.MeV)$$

$$F_{恶劣} = 17.1[\exp(-E/24.5) + 63.6\exp(-E/4)] 质子数/(cm^2.sr.s.MeV)$$

对于异常大的质子事件，积分谱为

$$F_a = 2.37 \times 10^7\exp[(30 - EE)/26.5] 质子数/(cm^2.sr.s.MeV) \quad (2\text{-}23)$$

2.5.4 高能带电粒子与航天器相互作用

带电粒子在空间站的材料中通过位移、电离与物质的原子作用，对站上人员、半导体材料及其他功能材料相互作用。多年实验已了解各类物质的损伤阈，见表（2-12）。

表 2-12 各种物质辐射损伤阈

物 质	损伤阈（rad（si））
感光乳胶片	$1\sim10^2$
生物有机体	10^2
半导体器件	10^3
CMOS 光学材料	10^4
碳氢化合物	$2\times10^4\sim10^5$
润滑剂	10^6
火工品，尼龙	10^7
聚酯，磁性材料	10^8
环氧，聚酰亚胺	10^9
陶瓷，铝合金	10^{11}

航天员耐受辐射水平

航天员最大允许剂量见表（2-13）。

美、俄典型载人飞行的剂量资料见表（2-14）。

表 2-13

飞行时间	造血组织（rem）	眼睛（rem）	皮肤（rem）
30天	25	100	150
年	50	200	300

表 2-14　美、俄典型载人飞行的剂量资料

时间	轨道参数（远地点　倾角）	平均剂量率（mrad/d）
1960.8	340 km　65°	12.5
1962.8	370 km　65°	45.0
1965.4	500 km　65°	65.0
1973.5	435 km　50°	57±3～86±9
1967.7～1972.12	登月飞行	40～127
1981.4	269 km　40°	4.0
1983.9～11	492 km　51.6°	16.0
1983.11	250 km　57°	12.1
1984.4	528 km　28.5°	74.1
1985.4	297×454　28.5°	54.4
1985.10	510 km　28.5°	107.8

电子器件的辐射效应是危及长寿命航天器的致命环境因素，是设计器件采购和维修期的计划制定的根据。主要效应有：

a. 太阳电池的位移损伤，输出功率下降；

b. 半导体器件的电离总剂量损伤；

c. 高能质子和重核的单粒子效应；

d. 环境随时间和空间不断变化，按其规律和模式应在设计中认真加以防护。

2.6　其他环境因素对航天活动的影响

这一节内简单介绍地球磁场、微流星和空间碎片。

地球基本磁场是稍有偏离的偶极子磁场。在工程上对于几百公里高度上，磁场分布近似于偏心偶极子，磁场强度约 $2\times10^4\,nT\sim6.7\times10^4\,nT$（极区），在南大西洋地区，地磁场相对于偏心偶极子场有较大偏离，称南大西洋异常区。

微流星，即空间高速运动的、天然的微小颗粒。地球周围的微流星通量随质量分布。

空间碎片主要由正在工作和已经停止工作的空间飞行器及其爆炸残骸、火箭的排放物组成。目前分布见图 2-6。

这些环境因素有的要利用，如磁场，有的要防护，如微流星及空间碎片。

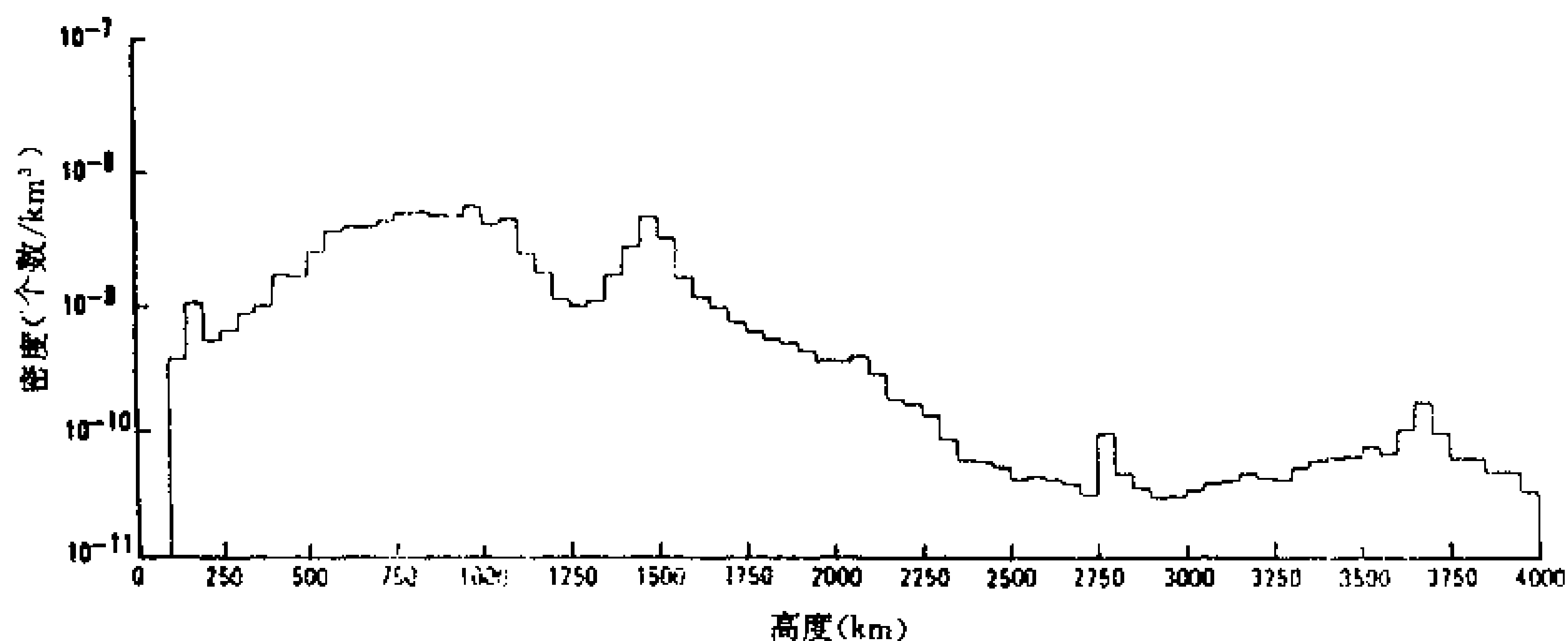


图 2-6 空间碎片分布

表 2-15 环境参数及典型飞行器动力学数据

轨道高度（km）	250	500	1000	36000
中性成分密度 ρ [g (cm)$^{-3}$]	10^{-13}	3×10^{-15}	2×10^{-17}	
数密度 N [(cm)$^{-3}$]	10^{8}	10^{8}	10^{15}	
等离子体密度 n [(cm)$^{-3}$]	5×10^{5}	10^{5}	3×10^{4}	$5\times10^{6}\sim5\times10^{3}$
中性成分温度 $Ti=Tn$（K）	8×10^{2}	10^{3}	2×10^{3}	$5\times10^{3}\sim2\times10^{43}$
电子温度 Te（K）	10^{3}	1.5×10^{3}	2×10^{3}	KeV（外）
平均离子质量 $\overline{m}$（amu）	24	16	8	1
德拜长度 λ_D（cm）	0.3	1.0	2.0	200+
地磁场 B（G）	0.45	0.40	0.33	10^{-3}
辐射压力 Cr（dyne）	9.2×10^{3}	0.40	0.33	10^{-3}
飞行器飞行速度 Vs（cm/s）	7.8×10^{5}	7.6×10^{6}	7.35×10^{5}	3.0×10^{5}
中性大气阻力 F_{nD}	1.34×10^{7}	3.81×10^{5}	2.33×10^{3}	
带电粒子阻力 F_{ID}	1.22×10^{3}	1.54×10^{3}	2.17×10^{1}	
电流 I（A）	3.28	6.23	3.27×10^{-1}	1.50×10^{-1}
磁力矩 T_L（dynee cm）	2.77×10^{8}	4.67×10^{8}	2.03×10^{7}	2.81×10^{4}
电流环力矩 T_j（dyne cm）	9.0×10^{6}	8.0×10^{6}	6.6×10^{6}	2×10^{4}
引力矩 T_r（eyne cm）	1.37×10^{13}	1.23×10^{13}	9.94×10^{12}	5.4×10^{10}

综上分析，为了使读者有个数量概念，给出一个例子。飞行器尺寸、质量特性等数据如下：

飞行器长度：$2L_x=2\times10^5$ cm

飞行器高度：$2L_z=10^3$ cm

飞行器宽度：$2L_y\leqslant10^2$ cm

总投影面积：$2L_x\times2L_z$ cm^2

单位面密度：约 10 g/cm^2

总质量：　　2×10^6 kg

阻力系数：　$C_D=2.2$

转动惯量：　$(M_r)_y=(M_r)_z=6.67\times10^{18}$ g · cm^2

$(M_r)_x=1.67\times10^{14}$ g · cm^2

2.7 太阳及日-地环境预报和警报

前几节讨论了近地空间环境要素及其对航天活动的影响，实际上这些环境要素随时间、空间变化，主要与太阳日面上活动相关联，因此首先从太阳预报作起，预报分长期、中期和短期预报。一般认为，长期预报是指提前一年以上到几十年或更长时间的预报，主要内容预报 11 年左右的太阳黑子周情况。中期预报是指提前几天到几个月预报，也有人扩大到提前 11 年的预报。预报重点是未来 27 天太阳自转周中的活动情况。短期预报是提前几天或更短的预报。工作核心是预报太阳耀斑及其地球物理效应。此外还有警报，即地球物理或空间环境警报。以上主要讨论的是近地能源太阳的预报。所关心的是日-地环境预报有类似的分类，要看用户的需求在航天领域内通常把对预报有要求的用户分三类：

a. 在轨道上正在操作的人员及其他人员；

b. 飞行空间站各类空间飞行器软、硬件设计师；

c. 飞行计划、大纲的管理者与制定者，如任务轨道管理、飞行时间、发射日期的选择等。

不难看出 a 类用户要求最高，对载人飞行，则要求实时监视太阳，预报太阳质子事件出现的趋势、实时监视磁场参数，需要采用高置信度的预报方法和详细的粒子分布。

2.7.1 预报的项目及要求

1. 高能粒子预报及要求

a. 将太阳-地球物理参数作为输人，要求输出粒子的空间分布；

b. 在磁层外的输入分布（空间、能谱、通量）要有一详细演化的分布函数；

c. 载人飞行所需的磁暴和亚暴短期预报，要有粒子加速和等离子体注人两项内容；

d. 为了预报通量的“扰动模式”，要有太阳活动和磁层活动内容即要求典型暴和大暴；

e. 中期预报（30～60 天）同步高度上平均粒子通量，需要测量太阳风参数；

f. 缩短现行轨道辐射环境和剂量分析时间；

g. 必须缩短典型数据存入数据库的时间。

2. 太阳耀斑质子预报及要求

a. 对异常大事件的警报能提前到几小时或几天，识别先兆有可能成为发展预报方法的途径；

b. 根据太阳参数精确预报质子事件，并给出强度、能谱及持续时间；

c. 给出太阳质子事件预示，在行 星际传输演变；

d. 给出太阳质子进入磁层模式，包括地方时和磁暴对刚度计算的影响；

e. 确定太阳参数与行星际空间中能量大于 10、30、60 MeV 的质子的年积分通量之间的相关性。

3. 等离子体的预报与要求

a. 建立低能等离子体的统计模式；

b. 建立磁层等离子体三维模式；

c. 验证等离子体漂移理论，需要离子注入磁层过程的信息，以便详细评价等离子体分布；

d. 对预报有用参数的实时测量；

e. 制定亚暴及其等离子体效应好的预报方法；

f. 要测量行星际粒子和磁场，以便用来评价预报方法。

4. 中性大气预报及要求

a. 连续地观测 10.7 cm 太阳辐射流星和 A_p 地磁指数；

b. 为发展好的预报大气模式，以下预报应继续测量；

大子 200 km 的太阳风 VV 和 EUV；

沉降粒子通量；

太阳风密度和磁层向日速度；

130 km 和 800 km 之间的大气密度与成分。

2.7.2 载人航天活动安全保障和环境监视

目前载人航天，由于频繁的舱外活动，比起阿波罗飞行和以注的飞行有更大的风险，人在活动中的安全更为重要。从医学、生物学观点来看环境监视与预报应能提供各种暴和亚暴的时间历程、强度、出现频数和持续时间等。

由于宁静月份和扰动月份太阳耀斑及通过磁层过程不同，扰动往往带有突然性，因此一个确保安全的，可靠的环境监视与预报系统十分必要，该系统服务内容如下：

a. 为航天员舱外活动、在舱口、闸口等附近的维修活动提供警报服务；

b. 对发生的事件全过程提供预报和警报；

c. 对事件的辐射能量、通量的时、空变化应给予预报和警报。

截至目前为止，无论是美国还是前苏联，在发射东方号、双子星座、联盟号、阿波罗、天空实验室、航天飞机等飞行计划中始终监视测量空间辐射及船内剂量。

这里介绍一下美国的空间监视系统。

支持航天活动所需的太阳和空间环境数据分析、格式、分发、实时事件分析和预报，以及支持各种功能，如载荷操作控制、飞行控制等都由天然环境支持部（Natural Environment Support Room）来完成。

数据来源有两部分：气象数据和空间环境数据，其中空间环境数据用于以下各领域：

a. 支持载荷的业务观察；

b. 支持空间操作，用来探测危险条件下的空间辐射观测；

由国家空间环境预报系统(NSEFS)和AWS(加入NOAA)提供的空间环境数据信息：

a. 太阳观测台，连续监视太阳，H_α、白光和射电，提供光学和射电耀斑报告，报告日耳活动性、活动区行为和其它太阳现象以及SID；

b. 卫星星上探测仪器，用X射线计、粒子探测器和磁强计在地球静止轨道、极轨道和军用卫星上近乎连续监视地球空间环境；

c. 地面台站监视项目是：磁场、极光观测，电离层相对混浊度仪 (riometeer) 观测，中子计数观测；

d. 预报，对未来72小时作太阳和地磁活动性的日预报；

e. 警报，短期预报大的太阳事件和有关的地球物理事件。

这些数据可以从NESR得到，信息形式可以是语言报告，电传报告和图表等。

新的CRT终端安在NESR，用获取GOES卫星传下来的太阳、行星际和地球物理数据，用来支持载荷。有的数据也用于预报太阳质子事件。

用来分析在轨操作的航天员的辐射危害，通常用核乳胶，固体径迹探测器，热释光剂量仪。监视系统的数据分析可在NESR得到，如：

a. 太阳耀斑大小、位置、时间、区域、形态的报告；

b. 太阳耀斑数目、射电、X射线背景、通量、时间等；

c. 高能粒子报告，用卫星探测数据。

参考文献

[1] 《人造地球卫星环境手册》编写组编．人造地球卫星环境手册．北京：国防工业出版社，1971.

[2] Hargreaves J K. The Upper Atmosphere and Solar—Terrestrial Relations. An introduction to the aerospace environment Van Nostrandreinbold international Student Edition, 1979.

[3] Heroy B. Garrett, Charles P. Pike. Space Systems and Their Interactions With Earth's Space Environment. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 71, 1980.

第3章 轨道设计

3.1 概述

轨道设计是以研究卫星轨道运动为基础，与卫星本体设计、发射、测控、应用等紧密联系的一门应用学科。它服务于整个卫星工程，是卫星总体设计的重要组成部分。

人造卫星轨道运动研究又以天体力学为基础，结合卫星运动特点派生出的一个分支。就其研究内容而言又超出了天体力学的范围。

大家都知道，人类认识自然，总是由表及里、去伪存真，不断深入和进步的。天体运动的研究也是这样。

日、月、星辰每天东升西落周而复始，这一直观现象导至了地心学说的产生：人们生活的地球成了万物的中心，一切天体固定在水晶球上，以等速圆周围绕地球均匀地转动。观测星象，人们逐渐发现某些行星运动并不规则。这种情况下，古代伟大的天文学家托勒玫力图用地球为中心和圆周运动的理论来解释这些现象，提出不同圆上运动着不同的行星，这样尽管可以比较准确地预测行星的位置。但其前提是错误的。

伟大的波兰天文学家哥白尼，抛开已有的并为宗教势力顽固支持的地心学理论，开创了日心说，掀起天文学、哲学乃至宇宙观的一场革命。其基本原理有三条：(1) 各行星沿圆轨道绕太阳均匀转动；(2) 地球是行星之一，每年沿圆轨道围绕太阳公转一圈，这个圆所在的平面是黄道平面；(3) 地球每昼夜自转一周，自旋轴对黄道面倾斜。

开普勒是哥白尼学说的拥护者，他分析弟谷对火星观测的大量资料。起初他花费许多时间去探索火星运动的圆轨道，假设太阳略微偏离中心，用此来解释火星运动的不均匀性。一直到1609年，他才得到火星轨道不是圆面是椭圆的结论。相继提出了著名的行星运动三大定律：

第一定律　每一个行星轨道是椭圆，太阳位于椭圆的一个焦点上；

第二定律　在以太阳为原点的坐标系中，每个行星矢径在相同的时间里扫过相同的面积；

第三定律　每一个行星轨道周期的平方和它的轨道半长轴立方之比都相等。

这里值得提到的是：用开普勒理论和用圆轨道方法预测火星的位置的差别只有8′。当时这个极易被人们忽略的八个角分却导致了科学上的一次飞跃。开普勒定律刻画了行星运动的几何形式，直观形象而又比较准确地描述了行星的运动，直到现在还不时的被人们引用。

到这时为止，对天体运动的认识，只限于如何描述，还没有找出天体运动的原因。随着力学的发展，许多科学家投身到揭示运动本质的研究中去。科学巨星牛顿在总结前人的基础上，提出了万有引力：任何两个质点都存在相互的吸引力，这个力的大小和两个质点间的距离平方成反比，和两个质点质量乘积成正比。用万有引力和牛顿运动的第二定律，可以严格的证明开普勒运动的三大定律。万有引力的发现开创了天体运动研究的新纪元。从

此，天体力学有了理论基础。从研究两个天体运动到三个、多个天体之间引力作用下的运动。学科发展日臻完善，其登峰造极的成就是通过计算发现了海王星。

自 1957 年第一颗人造卫星上天，短短的几十年间，人造天体运动的研究迅速发展。虽然，人造天体运动与自然天体运动极其类似，但也存在明显的差别：

(1) 自然天体的运动初始状态是不知道的，可称为无初值问题。人造天体是人工发射的，其初值往往需要满足人们的要求，在一定精度意义下是已知的。

(2) 自然天体往往相距很远（与天体大小相比），天体在引力意义上可以视为质点。而人造天体围绕中心体运动，往往距离不大，中心体引力场一般不能简化为质点引力场。大多数情况下，中心体周围的气体介质的作用不能忽略。总之，影响人造天体运动的因素比较复杂。

(3) 人造天体运动的角速度往往比较大。又始终与地面保持无线电联系，测量运动轨道的信息量大，信息种类多。

(4) 人造天体的运动有时因任务的需要可以作轨道机动，改变运行轨道。出现了人造卫星返回地面，飞行器之间的对接、轨道交会等新的课题。

在这一章中，将简单介绍卫星运动的一些概念和轨道设计的一般问题。

3.2 预备知识

3.2.1 坐标系

描写卫星运动首先要定义坐标系。与轨道运动有关的坐标系主要有地心第一赤道坐标系，地心球面坐标系，地心第二赤道坐标系，地心（面连）球面坐标系和测站球面坐标系。

在坐标系定义之前，首先介绍春分点的概念。地球围绕太阳公转，对地球上的观测者来说，可以假设太阳围绕地球公转。这样太阳在黄道面上每年转一圈。当太阳由南向北穿过赤道时定义为春分。这时从地心到太阳的方向称为春分点。显然它是黄道面和赤道面交线的两个方向之一。春分点是恒星背景的惯性空间的一个固定方向。由于地球赤道平面在惯性空间进动（岁差）和章动。春分点有微小的变化。常称瞬时的春分点为真春分点。除去章动以后的春分点为平春分点。定义坐标系时，常采用某一个历元时刻的平春分点。例如 1950.0 春分点，2000.0 春分点等。利用岁差章动的改正可以推算到所需时刻的真春分点或平春分点。

3.2.1.1 地心第一赤道坐标系

地心第一赤道坐标系是一个惯性坐标系。原点在地心。$x-y$ 平面为赤道平面。x 指向春分点方向，z 轴指向地球北极，$x-y-z$ 符合右手法则。

3.2.1.2 地心球面坐标系

和地心第一赤道坐标系定义相同，在确定空间某点位置时采用球坐标 (r, α, δ)。r 为到地心距离（简称地心距）。α 为赤径，r 在赤道面上的投影和 x 轴的夹角，从 x 轴按逆时针方向计量；δ 为赤纬，r 和赤道面的夹角，在北半球时为正，南半球为负。

3.2.1.3 地心第二赤道坐标系

地心第二赤道坐标系也是一个惯性坐标系。原点为地心，x 轴指向某一时刻的格林尼治子午圈和赤道的交点，z 轴指向北极。

3.2.1.4 地心（固连）球面坐标系

这个坐标系为非惯性坐标系，与地球固连，即与地球一起自转。在这个坐标系中，某点的位置用球坐标（r，λ，φ）表示。r 为地心距，λ 为地理经度，φ 为地心纬度。

3.2.1.5 测站球面坐标系

测站球面坐标系也是非惯性坐标系，与地球一起自转。坐标原点为地面站。基本平面为站当地的水平面。在这个坐标系中，某点的位置用球坐标（ρ，A，E）表示。ρ 为该站到点的距离，A 为方位角，从该站正北方向按顺时针方向计量。E 为仰角。

3.2.2 时间

研究轨道运动往往以时间作为自变量。因此，时间是一个重要的概念。计量时间需要一个均匀的尺度。以往人们利用地球自转的均匀性，作为计量时间的基础，自转一周的时间间隔为一天。怎样定义一周呢？在空间选定一个固定的目标，在地面找一个基准。在基准和目标连续两次对准的时间间隔里，地球转动了一圈。空间目标常取为恒星（春分点）、真太阳、平太阳。目标不同引出了不同的时间，它们分别是恒星时、真太阳时、平太阳时(简称平时)。地面的基准常取某地经圈、人为定义的标准经圈、格林尼治经圈。又分别称为地方时、区时及世界时。两者组合后出现格林尼治恒星时、地方平时、120°经圈定义的北京时间、地方恒星时等诸多的时间概念。

随着科学技术的发展，发现地球自转并不均匀。高稳定度的原子钟问世后，引出了原子时；为了协调原子时和地球自转之间的关系，出现协调时；从运动定义的力学时等等。时间精度越来越高。这里介绍几种与空间位置有关的时间概念。

3.2.2.1 恒星时

春分点连续两次经过地面基准的时间间隔为一个恒星日。

从春分点按逆时针方向在赤道上量到格林尼治子午圈的角度为格林尼治的赤经。这个角度数值上等于格林尼治恒星时和地球自转角速度的乘积。因此，格林尼治恒星时可以用来确定格林尼治的空间方位，进而可以确定地球上任意点的空间方位。

恒星时间的起点是春分点和基准相重合时算起。也就是该时为恒星日的起点，即恒星时零点。

3.2.2.2 真太阳时

以太阳圆面中心为目标，太阳连续两次通过基准的时间间隔为一个真太阳日，规定太阳在基准正南方时为 12 点。

3.2.2.3 平太阳时

由于真太阳的视运动不均匀，每个真太阳日长度不等。这种不均匀有两个因素引起：

（1）地球绕太阳运动的轨道是椭圆，在近日点运动快，远日点运动慢。

（2）地球公转平面（黄道）和地球赤道不重合。黄赤交角为23.5°。前面已经介绍，视太阳绕地球运动。即使太阳运动是均匀的，也就是太阳在黄道上运动是均匀的，但是在赤道上的投影是不均匀的。面时间以地球自转为基础，因此，每次基准遇到太阳也是不均匀的。

为了克服真太阳的两个“缺陷”。引入平太阳。平太阳是一个虚构的太阳。平太阳沿赤道绕地球运动。运动角速度是常数，数值上等于真太阳平均角速度。

平太阳连续两次穿过基准子午圈的时间间隔为一个平太阳日，规定平太阳在正南方向为正午12点。

平时是我们日常生活中选用的时间系统。它和真太阳时的差别每天都不同。最大可达17分钟。

3.2.3 天球和球面三角

3.2.3.1 天球

在研究自然天体时，人们已经无法辨认它们的远近。确定天体方位只需要两维坐标，于是便引入了天球的概念。天球是一个假想的球，球心如果取在地心，称为地心天球。其半径不作定义（或定义成无穷大）。赤道面在地心天球上的交线为天赤道。某一个方向，在天球上的交点为天球上的点。例如，在春分时从地心看太阳的方向在天球上的交点称为春分点。天球概念和下面介绍的利用球面三角的工具，可以使某些问题简化。

3.2.3.2 球面三角

3.2.3.2.1 球面上的几个概念

在一个半径任意的球面上作图形会遇到下面几个有用的概念。

a. 大圆

过球心的平面和球面相交形成的圆，称为大圆。地心天球上的天赤道就是大圆。大圆的一部分称为大圆弧。

b. 大圆的极

大圆平面的垂线和球面的交点，称为大圆的极，例如天球上的北天极是赤道的极。

c. 球面上的点

球面上的点表示从球心到这一点的矢量的方向。值得注意的平行线由于方向相同，在球面为同一点。

d. 球面上的弧

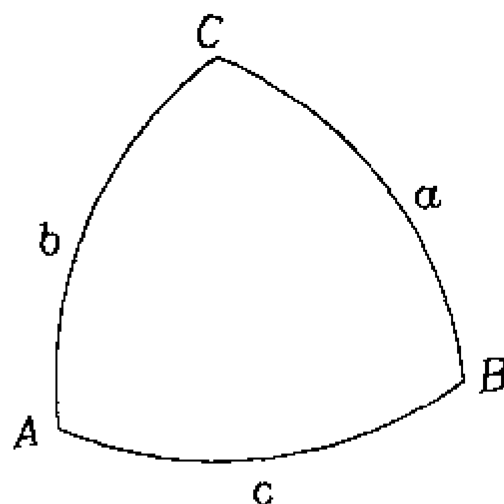


图3-1 球面三角形

球面上的弧，不加说明就表示为大圆弧。弧长等于弧的两端对球心的张角。

e. 球面角

球面上两条相交的大圆弧之间的夹角称为球面角。它等于过球心和大圆弧的两个平面之间的二面角。

f. 球面三角形

球面上三点，两两用大圆弧连接起来组成的三角形，称为球面三角形。

3.2.3.2.2 解球面三角形的基本公式

球面三角形的解法与平面三角形不同。所有的公式都要经过证明。不能硬套平面三角形的结果。例如球面三角形三角之和不一定等于 180°。

如图（3-1）定义球面三角形的角与边。

a. 边的余弦定理

$$\cos a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos A$$

$$\cos b = \cos a \cos c + \sin a \sin c \cos B$$

$$\cos c = \cos a \cos b + \sin a \sin b \cos C$$

b. 角的余弦定理

$$\cos A = -\cos B \cos C + \sin B \sin C \cos a$$

$$\cos B = -\cos A \cos C + \sin A \sin C \cos b$$

$$\cos C = -\cos A \cos B + \sin A \sin B \cos c$$

c. 正弦定理

$$\frac{\sin A}{\sin a} = \frac{\sin B}{\sin b} = \frac{\sin C}{\sin c}$$

d. 如果 C 角为直角时公式

$$\cos c = \cos a \cos b$$

$$\cos A = \cos a \sin B$$

$$\cos B = \cos b \sin A$$

$$\cos c = \mathrm{ctg} A\, \mathrm{ctg} B$$

$$\cos A = \mathrm{tg} b\, \mathrm{ctg} c$$

$$\cos B = \mathrm{tg} a\, \mathrm{ctg} c$$

$$\sin b = \sin B \sin c$$

$$\sin a = \sin A \sin c$$

$$\sin b = \mathrm{tg} a\, \mathrm{ctg} A$$

$$\sin a = \mathrm{tg} a\, \mathrm{ctg} B$$

3.2.3.2.3 算例

a. 地球表面两个城市其地心纬度和经度分别为（φ_1，λ_1）和（φ_2，λ_2），两个城市之间的地心张角 θ，可用边的余弦定理，容易得到

$$\cos\theta = \sin\varphi_1 \sin\varphi_2 + \cos\varphi_1 \cos\varphi_2 \cos(\lambda_1 - \lambda_2)$$

两城市之间的直线距离约为 $L=R\theta$

b. 卫星在地理经度 λ_s，地心纬度 φ_s，地心距 r 处，地面观测站地理经度 λ，地心纬度 φ，地心距 R，且 $\lambda_s>\lambda$，求卫星相对地面站的仰角 E 和方位角 A 及卫星距地面站距离 ρ。

r 和 R 之间的夹角 θ

$$\cos\theta = \sin\varphi_s \sin\varphi + \cos\varphi_s \cos\varphi \cos(\lambda_s - \lambda)$$

$$\rho^2 = R^2 + r^2 - 2Rr\cos\theta$$

$$\sin E = \frac{r\cos\theta - R}{\rho}$$

$$\begin{cases} \sin A = \cos\varphi_s \sin(\lambda_s - \lambda)/\sin\theta \\ \cos A = \dfrac{\sin\varphi_s - \cos(\lambda_s - \lambda)\cos\theta}{\sin(\lambda_s - \lambda)\sin\theta} \end{cases}$$

3.3 二体问题

研究两个质点仅在它们之间的万有引力作用下的运动问题，在天体力学中称为二体问题。它是研究天体运动的基础。为了叙述方便，以人造地球卫星（简称卫星）围绕地球运动为例介绍二体问题的解。

假设地球为球形，其质量密度分布仅与地球向径有关，即等密度面是同心球面。这种情况下，其引力效果等价于一个质点，该质点位于地心，质量等于地球质量。卫星的质量和地球质量相比可以忽略，也就是说，卫星的存在不会改变地球的运动。卫星和地球组成一个二体问题。

3.3.1 运动方程及其解析解

在地心第一赤道坐标系中，卫星的坐标为 x，y，z。在这个坐标系中，卫星运动方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\dfrac{\mu x}{r^3} \\ \ddot{y} = -\dfrac{\mu y}{r^3} \\ \ddot{z} = -\dfrac{\mu z}{r^3} \end{cases} \tag{3-1}$$

式中，$r=\sqrt{x^2+y^2+z^2}$，μ 为地球引力常数，其值为 398600.5 km^3/s^2。方程组 (3-1) 有解时，其形式为

$$
\begin{cases}
x = f_1(\sigma, t) \\
y = f_2(\sigma, t) \\
z = f_3(\sigma, t) \\
\dot{x} = g_1(\sigma, t) \\
\dot{y} = g_2(\sigma, t) \\
\dot{z} = g_3(\sigma, t)
\end{cases}
\tag{3-2}
$$

式中，σ_i 为积分常数，$i=1$，2，…，6。当知道 t_0 时卫星的初始运动状态 x_0，y_0，z_0，$\dot{x}_0$，$\dot{y}_0$，$\dot{z}_0$ 以后，可以用式（3-2）解出 $\sigma_i=\sigma_i$（x_0，…，$\dot{z}_0$）。再借助于式（3-2）可以求出任意给定某时刻的卫星运动状态。

3.3.1.1 卫星运动是在一个平面内

从式（3-1）中第二个方程乘 z 减去第三个方程乘 y，可以得到

$$\ddot{y}z - \ddot{z}y = 0$$

即

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(\dot{y}z - \dot{z}y) = 0$$

$$\dot{y}z - \dot{z}y = A \tag{3.3}$$

同理可得

$$-\dot{y}x + \dot{x}y = C \tag{3-4}$$

$$-\dot{x}z + \dot{z}x = B$$

容易得到

$$Ax + By + Cz = 0 \tag{3-5}$$

A、B、C 为积分常数，其中两个是独立的。这一结果表明，卫星在一个平面内运动，这个平面通过地心。常将这个平面称为轨道平面。

3.3.1.2 卫星轨道为椭圆

在轨道平面内，卫星的运动方程为

$$
\begin{cases}
\dfrac{\mathrm{d}^2\zeta}{\mathrm{d}t^2} + \mu\dfrac{\zeta}{r^3} = 0 \\
\dfrac{\mathrm{d}^2\eta}{\mathrm{d}t^2} + \mu\dfrac{\eta}{r^3} = 0
\end{cases}
\tag{3-6}
$$

变换为极坐标 $\zeta = r\cos\theta, \eta = r\sin\theta$，代入式（3-6），

$$
\begin{cases}
\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 = -\dfrac{\mu}{r^2} \\
r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta} = 0
\end{cases}
\tag{3-7}
$$

上式第二式可以积分，得到

$$r^2\dot{\theta} = h \tag{3-8}$$

h 为积分常数，作变换 $r=\frac{1}{u}$，并以 θ 为自变量

$$\frac{\mathrm{d}^2u}{\mathrm{d}\theta^2} + u = \frac{\mu}{h^2} \tag{3-9}$$

方程（3-9）的一般解为

$$r = \frac{1}{u} = \frac{h^2/\mu}{1 + e\cos(\theta - \omega)} \tag{3-10}$$

方程（3-10）是一条圆锥曲线，这个式子中有两个独立积分常数，即 e，ω。

3.3.1.3 能量积分

令 $V^2=\dot{\zeta}^2+\dot{\eta}^2$ 可以得到

$$\frac{\mathrm{d}V^2}{\mathrm{d}t} = 2V\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = 2\sqrt{\dot{\zeta}^2 + \dot{\eta}^2}\,\frac{\dot{\zeta}\ddot{\zeta} + \dot{\eta}\ddot{\eta}}{\sqrt{\dot{\zeta}^2 + \dot{\eta}^2}}$$

$$= 2(\dot{\zeta}\ddot{\zeta} + \dot{\eta}\ddot{\eta}) = -\mu\left(\frac{\zeta\dot{\zeta} + \eta\dot{\eta}}{r^3}\right) = -\mu\frac{\dot{r}}{r^2}$$

进一步简化

$$\mathrm{d}V^2 = -\frac{\mu}{r^2}\mathrm{d}r$$

积分后得

$$V^2 = \frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a} \tag{3-11}$$

a 是积分常数，式（3-11）是能量积分，又称活力公式。a 不是独立常数，容易证明

$$h = \sqrt{\mu(1 - e^2)\,a}$$

代入圆锥方程（3-10），a 为椭圆半长轴。

3.3.1.4 开普勒方程

前面已经得到 5 个积分常数。现在要找到最后一个积分常数

$$r^2\dot{\theta} = \sqrt{\mu\,a(1 - e^2)}$$

$$V^2 = \dot{r}^2 + r^2\dot{\theta}^2 = \mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)$$

上两式中消去 $\dot{\theta}$ 得

$$\dot{r}^2 = \frac{\mu}{r^2a}\left[a^2e^2 - (a - r)^2\right]$$

令 $n = \sqrt{\mu}\,a^{-\frac{3}{2}}, r = a(1 - e\cos E)$，上式变换后得到

$$n\mathrm{d}t = (1 - e\cos E)\mathrm{d}E$$

积分可得

$$n(t - \tau) = E - e\sin E \tag{3-12}$$

上式中 τ 为积分常数。这是著名的开普勒方程。

至此，六个积分常数已经找到，二体问题已经解出。

3.3.2 轨道根数

上面得到的六个独立积分常数。这里将找出它们的几何意义。

先讨论（3-10）式，e 称为偏心率。$e=0$ 时 $r=$ 常数，轨道为圆形。根据解析几何知识，$0<e<1$ 时，（3-10）为椭圆方程；$e=1$ 为抛物线；$e>1$ 为双曲线。下面无特殊说明，以椭圆情况展开讨论。

式（3-10）中分子为 $a(1-e^2)$，从解析几何知，a 为半长轴。

式（3-10）中令 $f=\theta-\omega$，f 称为真近点角。$f=0$ 时 $r=a(1-e)$ 为近地点地心距，$f=180°$ 时 $r=a(1+e)$ 为远地点地心距。f 角从轨道近地点按卫星运动方向度量。从公式 $r=a(1-e\cos E)$ 可知 E 为偏近点角，几何关系如图 3-2 所示。显然 $E=0$ 为近地点，$E=180°$ 为远地点。通过椭圆的关系可以得到 f 角和 E 角之间的关系。

$$\operatorname{tg}\frac{f}{2}=\sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\operatorname{tg}\frac{E}{2} \tag{3-13}$$

而且，$\frac{f}{2}$ 和 $\frac{E}{2}$ 同象限。

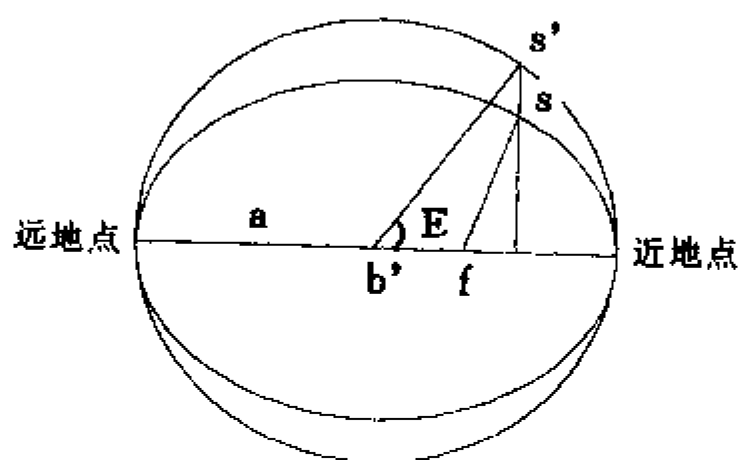


图 3-2 轨道椭圆参数关系

从开普勒方程（3-12）分析，当 $t=\tau$ 时，$E=0$，那么可以推算 τ 是卫星过近地点时刻。E 从 0 到 2π 变化，卫星运行了一圈。也就是

$$n[(T+t-\tau)-(t-\tau)]=2\pi$$

$$nT=2\pi$$

所以

$$n=\frac{2\pi}{T} \tag{3-14}$$

显然 n 是卫星运动的平均角速度。从 n 的另一定义，$n^2=\mu a^{-3}$，式（3-14）代入后

$$\frac{4\pi^2}{T^2}=\mu a^{-3}$$

即

$$\frac{a^3}{T^2}=\frac{\mu}{4\pi^2} \tag{3-15}$$

这个公式（3-15）正表示了开普勒第三定律。半长轴三次方和周期平方之比为常数。所有的卫星比值都相同。

前面对 θ 角的起算点没有限制，一般定义为升交点，（卫星从南向北穿过赤道的一点）。这样 ω 就得到确切定义：从升交点沿运动方向在轨道面内量到近地点的地心张角，称为近地点幅角。

从式（3-5）可以看出 A、B、C 为轨道平面的方向数，允许作如下定义

$$A=\sin i\sin\Omega$$

$$B=-\sin i\cos\Omega$$

$$C = \cos i$$

这样用 i, Ω 这两个独立变量代替 A, B, C 中的两个独立积分常数。i 为轨道面和赤道面的夹角，Ω 是升交点和春分点之间的夹角，称为升交点赤经。几何关系见图 3-3。

至此，轨道的六积分常数转换为六个轨道根数 a、e、i、ω、Ω、τ。二体问题的解表明，这六个根数为常数。有时，用 $M=n(t_0-\tau)$ 代替 τ，M 称为 t_0 时刻的平近点角。它的意义是从近地点开始若以平均角速度运动卫星所转过的角度。

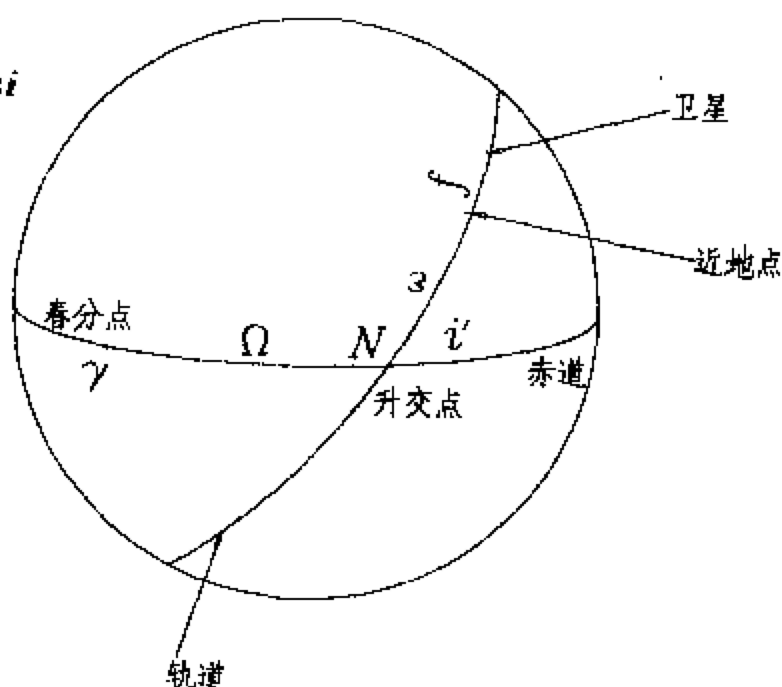


图 3—3　地心天球表示轨道参数

3.3.3 轨道根数和直角坐标的关系

式 (3-2) 代表了二体问题的解的形式。在前面的推导中没有得到式 (3-2) 的具体表达式。这里将列出从根数求出 t 时刻的 x，y，z，$\dot{x}$，$\dot{y}$，$\dot{z}$ 的表达式。推导过程可以参考有关书籍[1]。

$$M = n(t - \tau)$$

从 $E = M + e\sin E$ 迭代求出 E

$$\tan\frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}\tan\frac{E}{2} \qquad \frac{f}{2} \text{和} \frac{E}{2} \text{同象限}$$

$$u = f + w$$

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos f}$$

$$x = r(\cos\Omega\cos u - \sin\Omega\sin u\cos i)$$

$$y = r(\sin\Omega\cos u + \cos\Omega\sin u\cos i)$$

$$z = r\sin u\sin i$$

$$V^2 = \mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)$$

$$\sin\varepsilon = \frac{\sqrt{\mu a(1-e^2)}}{rV}$$

$f > 180°$ 时，$\varepsilon > 90°$

$f < 180°$ 时，$\varepsilon < 90°$

$$u' = u + \varepsilon$$

$$\dot{x} = V(\cos\Omega\cos u' - \sin\Omega\sin u'\cos i)$$

$$\dot{y} = V(\sin\Omega\cos u' + \cos\Omega\sin u'\cos i)$$

$$\dot{z} = V\sin u'\sin i$$

在设计中，经常还需要从初始 t_0 的 x_0，y_0，z_0，$\dot{x}_0$，$\dot{y}_0$，$\dot{z}_0$ 交换算出轨道根数。下面依顺序列出。

$$r^2 = x_0^2 + y_0^2 + z_0^2$$

$$V^2 = \dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2$$

$$a = \frac{\mu r}{2\mu - rV^2}$$

$$\begin{cases} e\sin E = \sqrt{\frac{1}{\mu a}}(x_0\dot{x}_0 + y_0\dot{y}_0 + z_0\dot{z}_0) \\ e\cos E = 1 - \frac{r}{a} \end{cases}$$

$$\tau = t_0 - \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}(E - e\sin E)$$

$$\tan\frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\tan\frac{E}{2}$$

$$h = \sqrt{\mu a(1-e^2)}$$

$$i = \arccos\left(\frac{x\dot{y} - y\dot{x}}{h}\right)$$

$$\begin{cases} \sin\Omega = \frac{y\dot{z} - z\dot{y}}{h\sin i} \\ \cos\Omega = \frac{x\dot{z} - z\dot{x}}{h\sin i} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \sin u = \frac{z}{r\sin i} \\ \cos u = \frac{y}{r}\sin\Omega + \frac{x}{r}\cos\Omega \end{cases}$$

$$\omega = u - f$$

3.3.4 星下点和星下点轨迹

卫星在地面上的投影点称为星下点，星下点的位置一般用地理经度、纬度来表示。随着卫星的运动，星下点也相应移动，形成的轨迹称为星下点轨迹。不同精度要求和不同用途，星下点有不同的定义。

定义一，视地球为球形，地心和卫星的连线与地面的交点定义为星下点。(图 3-4a)

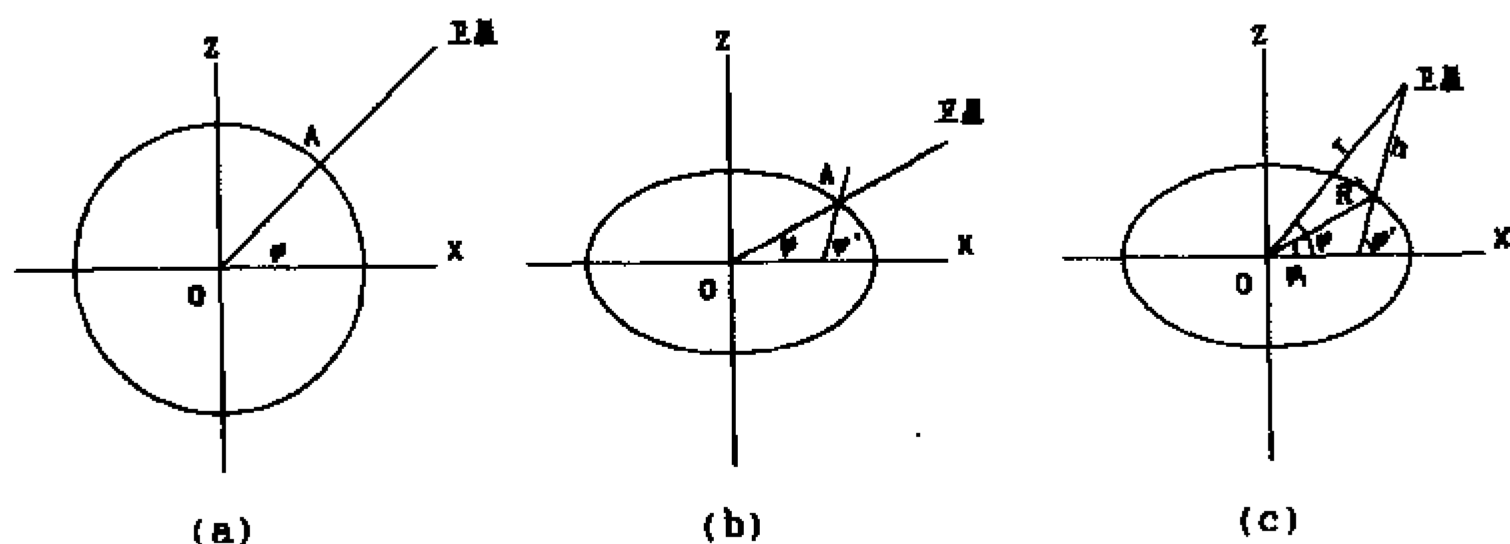


图 3-4 地心天球表示轨道参数

定义二，视地球为旋转椭球体，地心和卫星的连线和椭球面的交点定义为星下点。(图 3-4b)

定义三，地球为旋转椭球体，地面上某点的法向正好通过卫星，这点称为星下点。(图3-4c)

图3-4可以示意三种定义，图中ϕ为卫星的地心纬度，区分φ为星下点的地理纬度。

当知道一组轨道根数后，可以计算出星下点的位置。仅以定义一为例，列出计算公式。

在3.2节中，当知道卫星根数求出卫星位置x，y，z以后，可以求卫星的赤经α，赤纬φ。即

$$\sin\phi = \frac{z}{r}$$

$$\tan\alpha = \frac{y}{x}$$

地理经度 $\lambda = \alpha - s$

s为所求时刻的格林尼治恒星时。

在卫星轨道设计阶段，往往知道卫星和运载火箭分离时刻$t=0$时，轨道参数a，e，i，ω，λ_N，M_0。这里的λ_N为升交点处的地理经度。t时刻的星下点位置可以从下组公式求出。

$$M = M_0 + nt$$

$$E = M + e\sin E \qquad \text{求} E$$

$$\tan\frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}\tan\frac{E}{2} \qquad (\frac{f}{2}\text{和}\frac{E}{2}\text{同象限})$$

$$u = \omega + f$$

$$\sin\varphi = \sin i \cdot \sin u$$

$$\tan\Delta\lambda = \cos i \cdot \tan u \qquad (\Delta\lambda\text{和}u\text{同象限})$$

$$\lambda = \lambda_N + \Delta\lambda - \omega_e t$$

ω_e为地球自转角速度。星下点纬度为φ，经度为λ。

其他两种定义的星下点，可以根据定义求出，公式读者可以自己推导。

知道星下点位置和地心距离以后，利用第2节中的公式，可以求出相对地面站的仰角、方位角和斜距。

3.4 轨道摄动

卫星运行中，除地球作为质点模型的万有引力（中心引力）外，还会受到其它的力，一般称为摄动力。摄动力与中心引力相比一般都非常小。但是，大多数情况下都不能忽略。由于摄动力的影响，卫星的运动出现偏离二体问题轨道的现象，称为轨道摄动。

精确计算卫星轨道的方法大致有两大类：数值积分方法（天体力学中称为特别摄动法）和近似解析法（称为普遍摄动法）。

数值计算方法：列出卫星的运动方程，选用合适的数值计算方法，在得到运动初值后，可以计算出任意给定时间卫星运动状态数值结果。原则上，只要能够列出精确方程就可以进行计算。这样就允许运动方程包括各种摄动力。可以得到高精度的结果。但是数值方法只能得到运动的数值结果，分析其物理机理比较困难。另外，长期的外推，累积误差有时不容忽略。供数值计算的方程共有两类，直角坐标的运动方程[2]和用常数变易法得到的拉格

朗日行星运动方程。下面将分别介绍。

近似解析法：对列出的拉格朗日方程，通过级数展开或变量变换，找出运动的近似解析解。从面建立了初始时间和所求时刻之间的运动解析关系式。它清楚地给出了轨道变化和摄动力之间的对应关系，其物理模型比较清晰。一但得到解析式后，计算卫星轨道就比较方便，计算量和数值方法相比很小。当然这种方法也有不足之处。为了得到解析解，对摄动力的模型要进行简化，影响了精度。为了提高精度，公式的推导也会变得非常复杂。这种方法在处理多种摄动力共同影响时，更加困难。

轨道摄动研究的意义当然是为了精确计算轨道。除此之外，反过来利用摄动研究的成果，应用到轨道设计中去，例如发现了太阳同步轨道等实用价值很高的轨道。其结果也应用于近地卫星或静止卫星的轨道保持中。还有，利用卫星轨道实际测量结果，从它们的变化分析出影响卫星的摄动力的形式，从而得到有用的结果。例如利用卫星轨道变化确定大气密度，测量地球形状，研究太阳光压的机理等。

3.4.1 主要摄动力简介

研究卫星轨道摄动，首先要分析作用在卫星上的摄动力，不同轨道的摄动力影响的大小不一样，在计算轨道时先要估计摄动的量级，在精度要求内挑选合适的摄动力。现将影响卫星的主要摄动力列出，供计算中选择。

3.4.1.1 地球非球形摄动力

前面已阐述了可以将地球视为质点的条件。实际上地球的质量分布略不均匀，形状也不是球形，呈不规则状。实际引力和质点引力的差称为地球非球形摄动力。这个摄动力随着卫星距离的增加而减弱。

3.4.1.2 日、(月) 引力摄动力

卫星围绕地球运行时，还受到太阳、月亮的吸引。因为我们研究的目的是卫星相对于地球的运动。日（月）引力摄动力是两个加速度之矢量差和卫星质量的乘积。这个加速度差是日（月）对卫星的引力加速度减去（矢量相减）日（月）对地球的引力加速度。日（月）引力摄动力和地球非球形摄动力类似，它仅与卫星的位置有关，称为保守力，可用位函数的偏导数表示。日、月引力对轨道高度较高的卫星，作用才显著。

3.4.1.3 大气阻力摄动力

大气对卫星的运动产生阻尼作用。轨道呈螺旋线下降，大气阻力和大气密度密切相关。由于大气密度、大气运动状态等因素难以准确确定，大气阻力摄动力很难精确给出。对于轨道比较低，卫星面积质量比比较大的卫星作用显著，是决定卫星轨道寿命的重要因素。

3.4.1.4 太阳辐射压力摄动力

在量于光学中，太阳光被认为是光子流，当光于流射到卫星表面时，一部分被吸收，一部分被反射。(反射又分镜反射，完全漫反射或介于两者之间的三种类型)，在这一过程中，动量传递给卫星，其作用相当于卫星受到来自太阳的压力，称为太阳辐射压力（又称光

压)。对大而轻的高轨道卫星影响才显著。当卫星进入地球阴影内，光压力消失。

3.4.1.5 其他摄动力

除上述外，卫星受到的摄动力还有地球潮汐作用、地球磁场、卫星无线电射频反作用等。

有时还因为控制卫星姿态，而施加的控制力矩的同时，产生作用力。这个作用力往往不能忽略。

3.4.2 直角坐标运动方程

精确计算卫星轨道，最直观的思考方法是列出卫显运动的精确方程，然后解出这组方程。在地心第一赤道坐标系中，列出的运动方程为

$$\begin{cases}\ddot{x} = -\dfrac{\mu x}{r^3} + A_{1x} + A_{2x} + A_{3x} + A_{4x} + A_{5x} + A_{6x} \\ \ddot{y} = -\dfrac{\mu y}{r^3} + A_{1y} + A_{2y} + A_{3y} + A_{4y} + A_{5y} + A_{6y} \\ \ddot{z} = -\dfrac{\mu z}{r^3} + A_{1z} + A_{2z} + A_{3z} + A_{4z} + A_{5z} + A_{6z}\end{cases} \tag{3-16}$$

式中右边第一项为中心引力项。A_1 为地球引力非球形摄动加速度，A_2 为大气阻力加速度，A_3、A_4 分别为日、月引力摄动加速度，A_5 为太阳光压摄动加地度，A_6 为控制力产生的加速度。

3.4.2.1 地球非球形摄动加速度

为了求出地球引力摄动加速度，引入地球位函数。

$$U_E = \frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{r}\sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\left(\frac{a_e}{r}\right)^n p_n^m(\sin\Phi)J_{nm}\cos m(\lambda - \lambda_{nm}) \tag{3-17}$$

式中第一项为中心引力项，在计算 A_1 项时，不包括这一项。a_e 为地球赤道半径，J_{nm}、λ_{nm} 为谐系数，为常数。P_n^m 为缔合勒让德多项式，即

$$\begin{cases}P_n^m(x) = (1 - x^2)^{\frac{m}{2}}\dfrac{d^m}{dx^m}P_n(x) \\ P_n(x) = \dfrac{1}{n!}\dfrac{d^n}{dx^n}\left(\dfrac{x^2 - 1}{2}\right)^n\end{cases} \tag{3-18}$$

Φ 为地心纬度，满足

$$\begin{cases}\sin\Phi = \dfrac{z}{r} \\ \cos\Phi = \dfrac{1}{r}\sqrt{x^2 + y^2}\end{cases}$$

式 (3-16) 中 λ 为地理经度

$$\lambda = \alpha - S = \alpha - S_0 - \omega_e(t - t_0)$$

S 为格林尼治恒星时，S_0 为 t_0 时刻的格林尼治恒星时，而 α 是赤经，

$$\begin{cases}\cos\alpha = \dfrac{x}{\sqrt{x^2+y^2}} \\ \sin\alpha = \dfrac{y}{\sqrt{x^2+y^2}}\end{cases}$$

式（3-17）给出在 x，y，z 点处，位能的表达式。位函数对坐标的偏导数就是这点的加速度。除去中心引力后就是摄动加速度。

$$A_{1x} = \frac{\partial U_E}{\partial x} = -\mu\sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{a_e}{r}\right)^n\sum_{m=0}^{\infty} J_{nm}\cos^m\Phi \sum_{k使2k-m-n\geqslant 0}^{n} \tilde{A}_{2k\cdot n\cdot m}(\sin\Phi)^{2k-n-m}$$
$$\cdot\left\{\frac{m}{r\sqrt{x^2+y^2}}\cos[(1-m)\alpha + m(s+\lambda_{nm})] - \frac{(2k+1)x}{r^3}\cos m(\lambda-\lambda_{nm})\right\}$$

$$A_{1y} = \frac{\partial U_E}{\partial y} = -\mu\sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{a_e}{r}\right)^n\sum_{m=0}^{\infty} J_{nm}\cos^m\Phi \sum_{k使2k-n-m\geqslant 0}^{n} \tilde{A}_{2k\cdot n\cdot m}(\sin\Phi)^{2k-n-m}$$
$$\cdot\left\{\frac{m}{r\sqrt{x^2+y^2}}\sin[(1-m)\alpha + m(s+\lambda_{nm})] - \frac{(2k+1)y}{r^3}\cos m(\lambda-\lambda_{nm})\right\}$$

$$A_{1z} = \frac{\partial U_E}{\partial z} = -\mu\sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{a_e}{r}\right)^n\sum_{m=0}^{n} J_{nm}\cos^m\Phi \sum_{k使2k-n-m\geqslant 0}^{n} \tilde{A}_{2k\cdot n\cdot m}\frac{1}{r^2}(\sin\Phi)^{2k-m-n-1}$$
$$\cdot\{(2k-m-n) - (2k+1)\sin^2\Phi\}\cos m(\lambda-\lambda_{nm})$$

式中

$$\tilde{A}_{2k\cdot n\cdot m} = (-1)^{k+n}\frac{(2k)!}{2^n(n-k)!k!(2k-n-m)!}$$

$m=0$ 时，表示地球为轴对称引力场。与 λ 无关。J_{n0} 常简写为 J_n，其项称为带谐项。J_{nm} 当 $m\neq 0$ 时，对应的项称为田谐项。在无穷级数中，最主要的项为 J_2，某系数为 10^{-3} 量级，其他为 10^{-6} 量级。级数取到 J_2 时的表达式为

$$A_{1xz} = \frac{\mu x a_e^2}{r^5}J_2\left[-1.5 + 7.5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right]$$
$$A_{1yz} = \frac{\mu y a_e^2}{r^5}J_2\left[-1.5 + 7.5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right]$$
$$A_{1zz} = \frac{\mu z a_e^2}{r^5}J_2\left[-4.5 + 7.5\left(\frac{z}{r}\right)^2\right]$$

3.4.2.2 大气阻力项

大气阻力的表达式为

$$A_2 = -\frac{1}{2}\frac{C_D\,\rho A}{m}V'^2\left(\frac{\boldsymbol{V}'}{V'}\right)$$

$\boldsymbol{V}'$ 为卫星相对大气的速度矢量，C_D 为阻力系数，与卫星形状和表面材料特性有关，ρ 为大气密度，是 x，y，z 的函数，A 为卫星在 $\boldsymbol{V}'$ 方向的投影面积，m 为卫星质量，如果假设大气和地球一起自转，大气阻力的加速度三个分量为

$$\begin{cases} A_{2x} = -\dfrac{1}{2}\dfrac{C_D A}{m}\rho V'(\dot{x} + y\omega_z) \\ A_{2y} = -\dfrac{1}{2}\dfrac{C_D A}{m}\rho V'(\dot{y} - x\omega_z) \\ A_{2z} = -\dfrac{1}{2}\dfrac{C_D A}{m}\rho V'\dot{z} \end{cases}$$

式中

$$V'^2 = (\dot{x} + y\omega_z)^2 + (\dot{y} - \omega_z x)^2 + \dot{z}^2$$

显然，大气阻力为非保守力，不能写成位函数形式。

3.4.2.3 太阳引力和月球引力摄动加速度

按照前面的定义和万有引力公式容易得到

$$\begin{cases} A_{3x} = \dfrac{M_\odot}{M_\oplus}\mu\left(\dfrac{x_\odot - x}{\Delta_\odot^3} - \dfrac{x_\odot}{r_\odot^3}\right) \\ A_{3y} = \dfrac{M_\odot}{M_\oplus}\mu\left(\dfrac{y_\odot - y}{\Delta_\odot^3} - \dfrac{y_\odot}{r_\odot^3}\right) \\ A_{3z} = \dfrac{M_\odot}{M_\oplus}\mu\left(\dfrac{z_\odot - z}{\Delta_\odot^3} - \dfrac{z_\odot}{r_\odot^3}\right) \end{cases}$$

式中 $M_\odot/M_\oplus$为日地质量比，比值为 332946.0，Δ 为太阳和卫星距离，$r_\odot$为日地距离，$x_\odot$，$y_\odot$，$z_\odot$为太阳在地心第一赤道坐标系中的坐标。即有

$$\Delta^2 = (x - x_\odot)^2 + (y - y_\odot)^2 + (z - z_\odot)^2$$

$$r_\odot^2 = x_\odot^2 + y_\odot^2 + z_\odot^2$$

太阳的位置可以查天文年历得到，也可以从地球绕太阳运动反推出[2]。

欲计算月球引力摄动加速度，只要将上面公式中的太阳参数换成月球参数即可。$M_{☽}/M_\oplus$为月球和地球质量比，取为 0.01230002。月球坐标也可以查到。

$$A_{4x} = \frac{M_{☽}}{M_\oplus}\mu\left(\frac{x_{☽} - x}{\Delta_{☽}^3} - \frac{x_{☽}}{r_{☽}^3}\right)$$

$$A_{4y} = \frac{M_{☽}}{M_\oplus}\mu\left(\frac{y_{☽} - y}{\Delta_{☽}^3} - \frac{y_{☽}}{r_{☽}^3}\right)$$

$$A_{4z} = \frac{M_{☽}}{M_\oplus}\mu\left(\frac{z_{☽} - z}{\Delta_{☽}^3} - \frac{z_{☽}}{r_{☽}^3}\right)$$

3.4.2.4 太阳光压摄动加速度

太阳光压力是太阳照射卫星的入射光和反射光产生压力之矢量和。在计算光压摄动对轨道影响时，可以简化为垂直光线的卫星截面平面上的压力。压力加速度为

$$A_5 = -K\rho_\odot A_\odot/m \cdot \frac{\boldsymbol{\Delta}_\odot}{\Delta_\odot}$$

式中 $\rho_\odot$为太阳光压系数，其值为 $4.5\times10^{-6}N/m^2$。K 为常数，它与卫星表面材料的反射、吸收性能有关，也与卫星形状有关。一般可以将全吸收型取 $K=1$，漫反射型取 $K=1.44$。当然，光压的 K 系数，也可以根据卫星的具体参数严格推导。$A_\odot$为垂直太阳方向的卫星投影

面积。光压摄动加速度为

$$\begin{cases} A_{5x} = \dfrac{K\rho_{\odot}A_{\odot}}{m} \dfrac{x - x_{\odot}}{\Delta_{\odot}} \\ A_{5y} = \dfrac{K\rho_{\odot}A_{\odot}}{m} \dfrac{y - y_{\odot}}{\Delta_{\odot}} \\ A_{5z} = \dfrac{K\rho_{\odot}A_{\odot}}{m} \dfrac{z - z_{\odot}}{\Delta_{\odot}} \end{cases}$$

光压摄动与太阳光直接相关，卫星进入地球阴影时，光压摄动消失。用下式判断

$$\Psi_0 = \pi - \sin^{-1}\left(\frac{a_e}{r}\right)$$

$$\cos\Psi = \frac{1}{rr_{\odot}}(xx_{\odot} + yy_{\odot} + zz_{\odot})$$

当 $\Psi \geqslant \Psi_0$ 时，卫星进入地影，$A_{5x} = A_{5y} = A_{5z} = 0$

3.4.2.5 控制力摄动

卫星本身的控制力，例如用推力器进行姿态机动等，往往不能忽略。控制力要结合卫星具体的情况给出，不可能给出一般表达式。

(3-16) 方程是卫星运动的基本方程，只能用数值积分方法求解。

3.4.3 常数变易法和拉格朗日行星运动方程

在前述的二体问题中，得到的轨道根数是常数。其含义是用任何一个时刻的卫星位置和速度三个分量换算出来的轨道根数都一样。在考虑摄动力以后，尽管摄动力和中心引力场相比很小。卫星实际运动时的位置和速度三分量和二体问题的结果不一样。如果仍用位置和速度换算出轨道根数，不同的时间的变换结果不再相同，也就是说轨道根数在有摄动力的情况是随时间变化的函数。

如果我们能够找到一组轨道根数满足的方程。可用这组方程求出任一时刻的轨道根数，取这组根数用二体问题的关系式求出卫星的位置和速度，其结果和直接解卫星含有摄动力的方程相同，我们就将卫星运动的求解转化为根数满足的这组方程的求解。这种方法称为常数变易法。每时刻得到的轨道根数称为瞬时根数或者吻切根数。实际上，可以认为卫星每个时刻都在椭圆上运动，只不过椭圆也随时间变化。卫星轨道是这些随时间变化的椭圆的包络线。

根数随时间变化的方程称为拉格朗日行星运动方程，在很多书中都可以找到推导过程[3]。这里列出几种实用的结果。

$$
\begin{cases}
\dfrac{da}{dt} = 2\dfrac{a^2}{\sqrt{\mu p}}\left[S\, e\sin f + T\dfrac{p}{r}\right] \\
\dfrac{de}{dt} = \sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[S\sin f + T\dfrac{r}{p}(e\cos^2 f + 2\cos f + e)\right] \\
\dfrac{di}{dt} = \dfrac{r}{\sqrt{\mu p}}\cos(\omega + f)W \\
\dfrac{d\omega}{dt} = -\dfrac{d\Omega}{dt}\cos i - \dfrac{1}{e}\sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[S\cos f - T\sin f\left(1 + \dfrac{r}{p}\right)\right] \\
\dfrac{d\Omega}{dt} = \dfrac{r}{\sqrt{\mu p}\sin i}\sin(\omega + f)W \\
\dfrac{dM}{dt} = n - \dfrac{2r}{\sqrt{\mu a}}S - \sqrt{1 - e^2}\left[\dfrac{d\omega}{dt} + \dfrac{d\Omega}{dt}\cos i\right]
\end{cases}
\tag{3-19}
$$

式中 $P = a(1 - e^2)$，S，T，W 分别为摄动力在卫星矢径方向，横向和轨道法向的三个分量。

当除去中心引力外的摄动力为保守力，并且力的分量可以写成某一个函数的方向导数，称这一函数为摄动函数，记为 R。例如力的三个分量可写为 $f_x = \dfrac{\partial R}{\partial x}$，$f_y = \dfrac{\partial R}{\partial y}$，$f_z = \dfrac{\partial R}{\partial z}$。$R$ 称为摄动函数。以摄动函数方式表达的轨道根数变化的方程可以写成：

$$
\begin{cases}
\dfrac{da}{dt} = \dfrac{2}{na}\dfrac{\partial R}{\partial M} \\
\dfrac{de}{dt} = \dfrac{1 - e^2}{na^2 e}\dfrac{\partial R}{\partial M} - \dfrac{\sqrt{1 - e^2}}{na^2 e}\dfrac{\partial R}{\partial \omega} \\
\dfrac{di}{dt} = \dfrac{1}{na^2\sqrt{1 - e^2}}\left[\dfrac{1}{\tan i}\dfrac{\partial R}{\partial \omega} - \dfrac{1}{\sin i}\dfrac{\partial R}{\partial \Omega}\right] \\
\dfrac{d\omega}{dt} = \sqrt{\dfrac{1 - e^2}{\mu a}}\left[\dfrac{1}{e}\dfrac{\partial R}{\partial e} - \dfrac{1}{(1 - e^2)\tan i}\dfrac{\partial R}{\partial i}\right] \\
\dfrac{d\Omega}{dt} = \dfrac{1}{\sqrt{\mu p}\sin i}\dfrac{\partial R}{\partial i} \\
\dfrac{dM}{dt} = n - \dfrac{1 - e^2}{na^2 e}\dfrac{\partial R}{\partial e} - \dfrac{2}{na}\dfrac{\partial R}{\partial a}
\end{cases}
\tag{3-20}
$$

无论方程（3-19）还是（3-20），可以用轨道根数的展开式方法得到微分方程的级数解。用 σ 表示六个根数。可以将 σ 展开成

$$\sigma = \sigma_0 + \dot{\sigma}(t - t_0) + \Delta\sigma_l + \Delta\sigma_s$$

式中 $\Delta\sigma_l$ 为长周期项，其周期远大于卫星运动周期。$\Delta\sigma_s$ 为短周期项。其周期与卫星运动周期相近。$\dot{\sigma}(t - t_0)$ 为长期项。一般将略去周期项的根数称为平均根数（简称平根数）。根数的瞬时值称为瞬时根数。除此之外，一般以地球非球形摄动中的 J_2 系数为衡量标准，还按照小参数的方次分为一阶项，二阶项等等。组合可以称为一阶

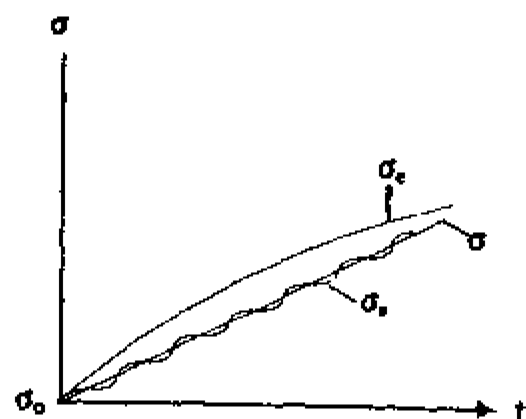


图 3-5　根数变化示意图

长期项，一阶短周期项等等。

3.4.4 一些重要的近似解

3.4.4.1 地球非球形摄动量 J_2 的长期项

地球非球形摄动的 J_2 项，引起轨道根数随时间变化的长期项，与时间成一次方比例，是摄动中最主要的项。

$$\dot{\Omega} = \frac{1}{a}\sqrt{\frac{\mu}{a}}\left[-\frac{3}{2}J_2\left(\frac{a_e}{P}\right)^2\cos i\right]$$

$$\dot{\omega} = \frac{1}{a}\sqrt{\frac{\mu}{a}}\left[\frac{3}{4}J_2(-1+5\cos^2 i)\left(\frac{a_e}{P}\right)^2\right]$$

$$\dot{M} = \frac{1}{a}\sqrt{\frac{\mu}{a}}\left[1+\frac{3}{4}J_2\left(\frac{a_e}{P}\right)^2(1-e^2)^{1/2}(-1+3\cos^2 i)\right]$$

式中 $J_2=0.00108263$，$\mu=398600.5\ \mathrm{km^3/s^2}$，$a_e=6378.14\ \mathrm{km}$，$P=a(1-e^2)$ 计算出 $\dot{\omega}$，$\dot{\Omega}$，$\dot{M}$ 的单位为每秒弧度。

由上式可以看出 $i<90°$，$\dot{\Omega}<0$；轨道平面西退 $i>90°$时（逆行轨道），轨道面东进。$i=90°$时（极轨道），$\dot{\Omega}=0$，轨道平面无长期变化。$\dot{\omega}$ 中当 $i=63.43°$或 $116.56°$时，$\dot{\omega}=0$，这时近地点位置没有长期变化。这个倾角称为临界角。

3.4.4.2 大气阻力摄动

大气阻力摄动引起半长轴和偏心率的长期衰减。假设大气密度变化呈高度的指数变化。r 处的大气密度为

$$\rho = \rho_0 e^{\frac{r_0-r}{H}}$$

ρ_0 为 r_0 处密度，H 为密度标高。其每圈衰减量近似解为

$$\Delta a = -2\pi\frac{C_D A}{2m}a^2\rho_0\exp\left[\frac{a_0(1-e_0)-a}{H}\right]\left\{I_0+2eI_1+\frac{3}{4}e^2(I_0+I_2)\right\}$$

$$\Delta e = -2\pi\frac{C_D A}{2m}a\rho_0\exp\left[\frac{a_0(1-e_0)-a}{H}\right]\left\{I_1+\frac{e}{2}(I_0+I_2)+\frac{e^2}{8}(-5I_1+I_3)\right\}$$

I_n 为第一类虚余量白塞尔函数，其变量为$\frac{ae}{H}$，即 $I_n\left(\frac{ae}{H}\right)=\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\cos n\theta\exp\left(\frac{ae}{H}\cos\theta\right)d\theta$
H 为密度标高，ρ_0 为近地点处大气密度。

3.5 几种常用的特殊轨道

在研究卫星轨道摄动的基础上，人们结合工程的需要，设计出几种实用的轨道。

3.5.1 回归轨道

星下点轨迹出现周期性重叠的轨道。重叠出现的周期称为回归周期。回归周期的长短与卫星承担的使命有关。相同回归周期的轨道可能有多条。轨道设计可以根据其他条件选

定。

设轨道交点周期为T_N，经过一圈以后，卫星星下点地理经度减少$T_N \cdot (\omega_z - \Omega)$。经过一段时间后，卫星运行$N$整圈，经度减少正好是$2\pi$的整数($D$)倍。这样的轨道是回归轨道。也就是卫星交点周期为

$$T_N = \frac{2\pi}{\omega_e - \Omega}\frac{D}{N}$$

当N和D不能约简时，其回归周期为$N \cdot T_N$。

卫星在这种轨道上运行，每经过一个回归周期，卫星又出现以前经过的地区，可以发现，在一个回归周期内地面目标的变化。这样有可能了解到地面诸如工程建设的进程、军队的调动、农作物生长、自然灾害的形成过程等等信息。这些信息对国民经济建设、国防建设、军事行动等都有实用价值。

3.5.2 太阳同步轨道

前面已经说明，由于地球引力场J_2项引起的长期轨道面进动，在预备知识中也定义了平太阳。假如一条轨道，它的轨道面向东进动，进动角速率和平太阳运动角速率相同。这条轨道称为太阳同步轨道。显然，平太阳和轨道面夹角相同。根据这一特点，可以推出以下结论：在太阳同步轨道上运行的卫星，以相同方向经过某一纬圈时的地方时相同。例如卫星由南向北经过北纬40°上空为上午10时。以后，每一圈由南向北道过40°纬圈时，都是这个地方的上午10时。这个特点对于对地观测卫星希望被测地区有较好的光照条件是有利的。只要选择开始时的地方时，就能始终保持有较好的光照条件。太阳同步轨道的重要参数就是降交点的地方时，有时甚至称几点的太阳同步轨道。

根据定义，满足下面公式的轨道为太阳同步轨道。

$$\dot{\Omega} = 0.9856°/\text{天} = \frac{1}{a}\sqrt{\frac{\mu}{a}}\left[-\frac{3}{2}J_2\left(\frac{a_e}{a(1-e^2)}\right)^2\cos i\right]\cdot\frac{360}{2\pi}\cdot 86400 \qquad (3\text{-}21)$$

式中a_e为地球赤道半径，a、e、i的组合满足上式，这时的轨道称为太阳同步轨道。

从公式可以分析出

(1) 太阳同步轨道倾角i必须大于90°，也称逆行轨道。

(2) 太阳同步圆轨道的半长轴不会大于6000 km。

在实际应用中，对地观测卫星常选取太阳同步的回归轨道。

3.5.3 地球静止轨道

地球静止轨道上运行的卫星，相对地面上的任何一个观测者都静止不动。地面天线一经指定卫星，就始终跟踪上卫星，不需要天线跟踪随动系统。

3.5.3.1 静止条件

卫星相对地面观测者始终静止，在测站球面坐标系中，$\dot{\rho} = \dot{A} = \dot{E} = 0$总是成立。即

$$\begin{cases}\ddot{\rho} = 0\\ \ddot{A} = 0\\ \ddot{E} = 0\end{cases} \qquad \begin{cases}\dot{\rho} = 0\\ \dot{A} = 0\\ \dot{E} = 0\end{cases} \qquad (3\text{-}22)$$

取地心赤道球坐标 r，α，δ 代替上式，可以容易得到

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}^2 r}{\mathrm{d}t^2}=0\\ \dfrac{\mathrm{d}^2 \alpha}{\mathrm{d}t^2}=0\\ \dfrac{\mathrm{d}^2 \delta}{\mathrm{d}t^2}=0\\ \dfrac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t}=0\\ \dfrac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}=\omega_z\\ \dfrac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}t}=0\end{cases} \tag{3-23}$$

在球坐标中，卫星运动加速度可以写为

$$\vec{a}=(\ddot{r}-r\dot{\alpha}^2\cos^2\delta-r\dot{\delta}^2)\dot{r}+\left(\frac{1}{r}\frac{d}{dt}(r^2\dot{\delta}^2)+r\dot{\alpha}^2\sin\delta\cos\delta\right)\dot{\delta}$$
$$+\left(\frac{1}{r\cos\delta}\frac{d}{dt}(r^2\dot{\delta}\cos^2\delta)\right)\dot{\alpha} \tag{3-24}$$

$\dot{r}$，$\dot{\alpha}$，$\dot{\delta}$分别为单位矢量。卫星受到的力，对于地球引力场可以用位函数的方向偏导数来表示，地球引力场球坐标形式为

$$U_E=\frac{\mu}{r}-\frac{\mu}{2r}(3\sin^2\delta-1)\left(\frac{a_e}{r}\right)^2 J_2+\cdots$$
$$+\frac{3\mu}{r}J_{22}\left(\frac{a_e}{r}\right)^2\cos(\lambda-\lambda_{22})\cos^2\delta+\cdots \tag{3-25}$$

J_2 项为地球旋转椭球项、J_{22}表示地球赤道不圆，即三轴椭球项。λ 为地理经度。

根据牛顿第二定律，卫星动力学方程为

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}^2 r}{\mathrm{d}t^2}-r\left(\dfrac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right)^2\cos^2\delta-r\left(\dfrac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}t}\right)^2=\dfrac{\partial U_E}{\partial r}\\ \dfrac{1}{r}\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(r^2\dfrac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}t}\right)+r\left(\dfrac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right)^2\sin\delta\cos\delta=\dfrac{1}{r}\dfrac{\partial U_E}{\partial\delta}\\ \dfrac{1}{r\cos\delta}\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left[r^2\dfrac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\cos^2\delta)\right]=\dfrac{1}{r\cos\delta}\dfrac{\partial U_E}{\partial\alpha}\end{cases} \tag{3-26}$$

将静止条件（3-23）代入

$$\begin{cases}-r\omega_z^2\cos^2\delta=\dfrac{\partial U_E}{\partial r}\\ r\omega_z^2\cos\delta\sin\delta=\dfrac{1}{r}\dfrac{\partial U_E}{\partial\delta}\\ 0=\dfrac{1}{r\cos\delta}\dfrac{\partial U_E}{\partial\alpha}\end{cases} \tag{3-27}$$

（1）取 U_E 为球形地球

$$U_E=\frac{\mu}{r}$$

式（3-27）为

$$\begin{cases} -r\omega_z^2\cos\delta = -\dfrac{\mu}{r^2} \\ r\omega_z^2\sin\delta\cos\delta = 0 \end{cases} \tag{3-28}$$

式（3-28）中的第二式，可以解出 $r=0,\delta=0,\delta=\pm 90°$，分别代入第一式，$r=0$ 表示卫星处于地心，引力无穷大，无实际意义。$\delta=\pm 90°$代入后，$r\to\infty$，这说明，在地球两极无穷远处的卫星相对地球静止。$\delta=0$ 代入后，得：

$$r=\sqrt[3]{\frac{\mu}{\omega_z^2}}=42164.171(\mathrm{km})$$

表示卫星始终 $\delta=0$，即在赤道上空，$r=42164.171\mathrm{km}$ 处有一条满足静止条件的轨道。为了满足 $\dfrac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}=\omega_z$，卫星的线速度为 $V=r\omega_z=3.07466\ \mathrm{km/s}$。用 r，V 可以求出卫星瞬时根数为 $a=\dfrac{\mu r}{2\mu-rV^2}=r$，$e=0$。

（2）考虑地球为旋转椭球体

U_E 取到 J_2 项，代入式（3-27）整理后得到

$$\begin{cases} -r\omega_z^2\cos^2\delta=-\dfrac{\mu}{r^2}+\dfrac{3}{2}\dfrac{\mu}{r^2}(3\sin^2\delta-1)\left(\dfrac{a_e}{r}\right)^2 J_2 \\ r\omega_z^2\cos\delta\sin\delta=-J_2\dfrac{\mu}{2r^2}\left(\dfrac{a_e}{r}\right)^2\cdot 6\cdot\sin\delta\cos\delta \end{cases} \tag{3-29}$$

若 $\delta\neq 0,\delta\neq\pm\dfrac{\pi}{2}$ 时，上式中第二式解出 $r<0$ 舍去

$$\delta=\pm\frac{\pi}{2}\text{ 时},r\to\infty$$

$$\delta=0\text{ 时}$$

$$-r\omega_z^2=-\frac{\mu}{r^2}-\frac{3}{2}J_2\frac{\mu}{r^2}\left(\frac{a_e}{r}\right)^2$$

求解出 $r=42164.694$。为了保证 $\dfrac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}=\omega_z,V=\omega_z r=3.074698\ \mathrm{km/s}$，用 r，V 求出瞬时半长轴 $a=42166.261\ \mathrm{km}$，$e=0.00003716$。

（3）考虑地球为三轴椭球体

取 U_E 到 J_2，J_{22}项，且令 $\delta=0$

$$\begin{cases} -r\omega_z^2=-\dfrac{\mu}{r^2}-\dfrac{\mu}{2r^4}J_2a_e^2+\dfrac{a\mu}{r^4}J_{22}a_e^2\cos2(\lambda-\lambda_{22}) \\ 0=\dfrac{6\mu}{r}\left(\dfrac{a_e}{r}\right)^2 J_{22}\sin2(\lambda-\lambda_{22}) \end{cases} \tag{3-30}$$

上式中，只有 $\lambda-\lambda_{22}=0,\dfrac{\pi}{2},\pi,\dfrac{3}{2}\pi$ 有解，取 $\lambda_{22}=-14.9°,J_{22}=-1.8\times10^{-6}$ 这四个解分别为定点在地理经度为 75.1°，255.1°时，$r=42164.783\ \mathrm{km}$ 定点在地理经度为 165.1°，345.1°时 $r=42164.794\ \mathrm{km}$，理论上，定点在其它经度上的卫星都不满足静止条件。

当然，定点位置的选择是根据卫星服务区域的总任务确定的。为了将卫星的漂移限制在一定的区域内，卫星要有克服漂移的能力。这项工作称为定点位置保持。

3.5.3.2 轨道误差和漂移

静止轨道参数有误差时，就会发生相对地面的漂移。

(1) 轨道半长轴偏差，将发生长期漂移

其漂移在经度方向，长期漂移的漂移率 $\dot{\lambda}$ 可由下式估计：

$$\dot{\lambda} = -540\frac{\Delta a}{a_0}(\text{度}/\text{天}) \tag{3-31}$$

$\Delta a>0$　向西漂移

$\Delta a<0$　向东漂移

式中 a_0 为同步轨道标称半长轴。

(2) 倾角不为零时的摆动

仅倾角不为零时，卫星纬度方向作周期为一天的摆动，同时在经度方向也有偶合。星下点轨迹呈“8”型。当倾角比较小的时候，可以用下式估计漂移情况。

$$\begin{cases}\varphi = i\sin u & (\text{弧度})\\ \lambda-\lambda_0 = -\dfrac{i^2}{4}\sin 2u & (\text{弧度})\end{cases} \tag{3-32}$$

(3) 偏心率不为零时的摆动

仅偏心率不为零时，产生以 $2e$ 弧度为幅度的周日经度方向的摆动。可以用下式估计。

$$\lambda-\lambda_0 = 2e\sin M \quad (\text{弧度}) \tag{3-33}$$

3.5.3.3 静止轨道的主要摄动

卫星定点在预定位置以后，可以认为轨道没有误差。也没有摆动。随着时间的流逝，位置也会发生变化，这些变化是由于轨道摄动引起的。前面已经讨论了地球引力场 J_2 项的影响，这一影响可以用提高半长轴来抵消。

用近似解析方法，可以求解出，地球三轴性，日、月引力，太阳光压力的影响。其主要结果分述于后。

(1) 地球三轴性引起经度方向的加速度

对于定点在 λ_0 处的卫星，其经度方向的漂移加速度为

$$\begin{aligned}\frac{d^2\lambda}{dt^2} = &-18J_{22}n^2\left(\frac{a_e}{a}\right)^2\sin 2(\lambda_0-\lambda_{22})\\ &-\frac{9}{2}J_{31}n^2\left(\frac{a_e}{a}\right)^3\sin(\lambda_0-\lambda_{31})\\ &-135J_{33}n^2\left(\frac{a_e}{a}\right)^3\sin 3(\lambda_0-\lambda_{33})\end{aligned} \tag{3-34}$$

取

$$J_{22} = -1.802\times10^{-6} \qquad \lambda_{22} = -14.9^\circ$$
$$J_{31} = -0.2210\times10^{-5} \qquad \lambda_{31} = 7^\circ$$
$$J_{33} = -0.2214\times10^{-6} \qquad \lambda_{33} = 21.06^\circ$$

可以得到

$$\ddot{\lambda} = \{0.29462\sin(\lambda_0+14.9^\circ) - 0.01367\sin(\lambda-7^\circ)$$

$$+0.04106\sin 3(\lambda_0 - 21.06°)\} \times 10^{-4} \quad (弧度/天^2)$$

(3-35)

对于有轨道保持能力的静止卫星，λ_0 可取为常数。如果不作定点位置保持，卫星将会围绕平衡点作摆动。摆动的幅度是 λ_0 和平衡点经度的差。

（2）倾角摄动

日、月引力加上地球偏率 J_2 项，将引起静止轨道的倾角作长周期摆动[4]。摆动的周期约为 52 年，26 年左右达到最大值，约为 15°。

对有倾角修正（常称南/北位置保持）。一般 $\Delta i<0.1°$。在小倾角的情况下，可作近似解。

定义

$$\begin{cases} i_x = i\cos\Omega \\ i_y = i\sin\Omega \end{cases}$$

忽略周期项以后，可以得到

$$\begin{cases} \dfrac{di_x}{dt} = -3.596\sin\Omega_m + 0.07014\sin 2\Omega_m \\ \dfrac{di_y}{dt} = 22.74 + 2.681\cos\Omega_m - 0.06435\cos 2\Omega_m \end{cases} \tag{3-36}$$

单位为 10^{-4}度/天，式中 Ω_m 为月球轨道面升交点赤经。

计算中取

日地质量比　332946.0

月地质量比　0.01230002

日地距离　1.49597870×10^8 km

月地距离　384400.0 km

倾角一年变化量为

$$\Delta i = \sqrt{\left(\frac{di_x}{dt}\right)^2 + \left(\frac{di_y}{dt}\right)^2} \cdot 365.25 \tag{3-37}$$

忽略 Ω_m 一年内的变化的最大值和最小值为

当 $\Omega_m = 0$ 时　$\Delta i = 0.928°/年$

当 $\Omega_m = 180$ 时　$\Delta i = 0.733°/年$

（3）太阳辐射压力的摄动

太阳辐射压力主要引起静止轨道偏心率长周期变化，其周期为一年。

在小偏率的情况下，令

$$\begin{cases} e_x = e\cos(\omega + \Omega) \\ e_y = e\sin(\omega + \Omega) \end{cases} \tag{3-38}$$

设太阳辐射压力在太阳、卫星连线的延长线上，在忽略短周期项以后，可以得到

$$e_x = e_x(t_0) - \frac{3}{2}\frac{f_s}{nn_s a}\cos i_s(\cos l - \cos l_0)$$

$$e_y = e_y(t_0) + \frac{3}{2}\frac{f_s}{nn_s a}(\sin l - \sin l_0) \tag{3-39}$$

式中：l，l_0　分别为 t，t_0 时刻的太阳黄经；

n　为卫星平均角速度；

a　为卫星轨道半长轴；

i_s　为黄赤夹角；

f_s　太阳辐射压力大小；

n_s　为地球公转平均角速度。

从式（3-39）分析，若设 $\cos i_s \approx 1$，记 $A = \frac{3}{2}\frac{f_s}{nn_s a}$

$$\begin{cases} e_x \approx e_x(t_0) + A\cos l_0 - A\cos l \\ e_y \approx e_y(t_0) - A\sin l_0 + A\sin l \end{cases}$$

进一步可得

$$(e_x - e_x(t_0) - A\cos l_0)^2 + (e_y - e_y(t_0) + A\sin l_0)^2 = A^2$$

这是一个圆方程，表示 e_x,e_y 沿圆周运动。圆心坐标为 $(e_x(t_0) + A\cos l_0,\ e_y(t_0) - A\sin l_0)$。

如果不假设 $\cos i_s \approx 1$，其轨迹为椭圆。

3.6 卫星运行轨道设计

不同用途，不同轨道类型的轨道设计工作差异甚大。用一种模式来归纳所有的设计工作是很困难的。必须根据卫星肩负的使命具体分析。一般要经过问题的提出，数学模型的建立，数学问题的解，结果分析得到结论意见。一般地说，卫星的轨道设计大致包括下面的内容：

- 轨道参数的选择；
- 轨道摄动因素的分析；
- 轨道精确计算；
- 卫星可测控条件分析和可测控弧度计算；
- 轨道误差分析；
- 轨道捕获、轨道保持策略确定；
- 变轨策略和最优变轨问题研究；
- 发射窗口的分析和计算。

3.6.1 轨道参数确定的原则

初始轨道一般指火箭与卫星分离时的卫星运行轨道。轨道参数确定是选定卫星初始轨道的标称值和相应的允许误差范围。轨道参数确定的过程是综合考虑诸多因素，协调的过程，与运载火箭能力、发射场的条件、测控站的分布及设备配置及卫星本身所承担的任务密切相关。

常见的有列下列因素应该考虑：

- 运载火箭的能力，例如近地点高度、倾角等；
- 主动段测控站的分布；
- 火箭一级落点的安全；

· 卫星的自然寿命；
· 星上遥感器（例如相机等）对地面覆盖的宽度，一般宽度随高度增加而增加；
· 遥感器地面（象元）分辨率，一般分辨率随高度增加而降低；
· 测轨和预报的精度，一般精度随高度增加，大气阻力减小而提高；
· 相邻覆盖的重叠率要求；
· 回归轨道的重复周期；
· 轨道保持和捕获燃料消耗量；
· 轨道修正的频度；
· 太阳同步轨道的参数匹配；
· 返回卫星的返回制动火箭点火点高度对返回航程的影响；
· 返回区域；
· 变轨发动机对轨道要求；
· 卫星地面测控站分布及设备能力；
· 卫星飞行程序的安排；
· 其他条件。

3.6.2 轨道理论计算

轨道设计中的轨道计算包括：摄动因素分析，计算模型的确定，计算结果分析。

卫星轨道计算的目的之一是安排卫星的飞行程序，即给出飞行事件按照时间顺序排列表。

卫星可测控条件是计算中要考虑的条件之一。一般地面测控站可接收卫星遥测数据，可进行遥控控制，可测量卫星轨道的条件有

· 卫星相对地面测控站的仰角在设备的允许范围；
· 卫星相对地面测控站角速度限制；
· 测量设备的作用距离；
· 卫星测控天线有效覆盖地面站。

根据以上条件，可以计算出各测控站的测控弧段。并以此为基础安排各测控站的任务。

3.6.3 轨道误差分析

轨道误差分析包括确定初始运载轨道误差的范围。从任务的要求推算出轨道精确度的要求。这个要求，如果运载火箭不能够满足。就要考虑卫星本身应具备初始轨道误差修正的能力，并且制定实施修正的方法。估算修正用的燃料。

误差分析的另一类任务是轨道测量精度的要求分析。轨道测量常与卫星任务密切相关，例如，地面目标的定位，卫星图像的定位，静止卫星的定点精度要求，轨道修正对测轨精度的要求，远地点发动机变轨的精度要求，回收落点散布等等。误差分析可以用数字仿真的方法，也可以用级数展开的方法。

3.6.4 发射窗口问题

卫星的发射窗口是指可以发射卫星的时间集合。一般要根据卫星的总任务及星、地各

系统的工作条件，结合卫星、太阳（或月球）运行规律，考虑发射场位置，入轨时的参数来确定允许发射卫星的时间（我国一般用北京时间）。

限制卫星发射时间的条件常有：

· 太阳照射地面目标的光照条件；

· 卫星太阳电池正常供电对太阳光照射星体方向的要求；

· 卫星姿态测量精度对地球、卫星、太阳几何关系的要求；

· 卫星热控制对太阳光照射卫星方向的要求；

· 卫星某些特殊部件对太阳光、月球反射光、地球反射光照射方向的要求；

· 卫星处于地球阴影内时间长短的要求；

· 卫星进出地影时所处轨道位置的要求；

· 卫星姿态机动对太阳、卫星、地球几何关系的要求；

· 为满足地面测控站对卫星测控条件，对地球、卫星、太阳的几何关系的要求；

· 回收时间的要求。

不同的卫星，条件不尽相同。

3.6.5 变轨问题

3.6.5.1 发射静止卫星过程简述

一般地说，发射静止卫星有两类方式：

(1) 运载火箭将卫星和上面级（近地点发动机）送入一个近地轨道。星箭分离后，近地点发动机将卫星送入大椭圆的转移轨道，最后再由星上的远地点发动机工作，将卫星送入静止轨道。

(2) 运载火箭将卫星直接送入大椭圆的转移轨道。在大椭圆的远地点，星上远地点发动机工作将卫星送入静止轨道。

由于静止轨道精度要求极高，除了远地点发动机外，星上还有小推力器作轨道修正，克服误差，克服卫星漂移。

3.6.5.2 固体和液体远地点发动机

远地点发动机分为固体远地点发动机和液体远地点发动机两类。远地点发动机是将轨道倾角变为零，抬高转移轨道近地点高度的动力装置。两种发动机有不同的特点。

(1) 固体远地点发动机特点

固体发动机结构简单，一次完成变轨任务、工作时间比较短，推力大，常可视为脉冲点火加速。一般用自旋稳定方向，推力方向在自旋轴方向。其总冲不可调，比冲也比较低，精度较差。可能会出现总冲和卫星总重不协调的情况。这种不协调，有时，可以用转移轨道参数调整来解决。

(2) 液体远地点发动机特点

液体发动机推力一般比较小，工作时间较长，和脉冲加速相比较，稍有燃料的浪费。为了避免这种情况，利用液体发动机可以多次工作的特点，将变轨分几次进行。液体发动机可以视情况关机。用变轨前后的轨道测量结果进行发动机变轨参数的标定。对以后的变轨

进行修正。这样可以提高变轨的精度。

液体推进剂的比冲较高，几乎不存在与卫星总重不匹配的情况。尤其在与小推力器共用推进剂的情况，推进剂用量可以调整。

3.6.5.3 变轨策略和变轨优化问题

发射静止卫星的过程中，转移轨道的任务之一就是为变轨创造条件。变轨策略就是确定变轨分几次进行，每次变轨量的大小，每次变轨在什么时候进行。这是转移轨道设计的重要内容。

变轨策略是在卫星设计阶段的工作。

在卫星发射以后，针对实际测量的轨道，还可以调整变轨参数，使得变轨的效果最好。对于固体远地点发动机可以选择推力方向和点火时间。对于液体远地点发动机可以选择推力方向，点火时间、发动机工作时间。

衡量变轨效果一般以节省燃料为目的。建立消耗燃料和变轨参数的数学关系式（目标函数），采用最优的方法，找出变轨参数的最优解。

参考文献

[1] Cornelisse J W., Schoyer H F R. and Wabker K F. Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics. Pitman press, London 1979.

[2] 张云彤等．计算卫星运行轨道的数学模型直角坐标方程．航天部标准 QJ 1437.

[3] 刘林．人造地球卫星轨道力学．北京：高等教育出版社，1992.

[4] 张云彤．赤道同步卫星轨道倾角的摄动．北京：中国空间科学技术，No.1，1981.

[5] 章仁为．静止卫星的轨道和姿态控制．北京：科学出版社，1987.

第4章 卫星总体性能参数选择

4.1 概述

从1957年10月4日前苏联发射了第一颗人造卫星以来，现在许多国家把航天技术列为高科技领域，因航天技术已在国民经济部门、军事部门提供了大量的、非常有价值的信息资料。到目前为止，世界各国所发射的卫星种类很多，从发射栏目中分析，数量较多的是对地观测卫星（有回收型和传输型的观测卫星）、通信卫星（地球静止轨道和大椭圆轨道的通信卫星）、气象卫星（地球静止轨道和太阳同步轨道气象卫星）、还有导航卫星、测地卫星、科学实验和探测卫星。从卫星的总体性能参数就可以分辨出卫星的主要用途和目的。由于卫星的种类很多，其总体参数的选择，也只能从这多种类型的卫星中，选择有代表性的来加以研究。

4.1.1 对地观测卫星

对地观测卫星有地球资源卫星和照相侦察卫星等。地球资源卫星是勘测和研究地球的自然资源的卫星。它利用所载多光谱遥感设备获取地面目标辐射和反射的多种波段的电磁波信息，将这些信息发送给地面接收站。地面接收站根据事先掌握的各类物质的波谱特性，对这些信息处理和判读，从而得到各类的资源的特征、分布和状态资料。照相侦察卫星是利用光电遥感器对地面摄影以获取军事情报。它把目标信息记录在胶片或磁带上，由地面回收胶片或接收无线电传输的图像信息，经加工处现后，判读和识别军事目标的性质和确定它的地理位置。

资源卫星的特点是为了保证卫星在基本光照条件下获取地而目标的图像，卫星通过同一纬度的太阳高度角应大致相同，须采用太阳同步轨道，姿态控制均为三输稳定对地定向的控制方式；卫星的工作寿命比较长，其电源均为光-伏电源。

照相侦察卫星的特点是为了得到较高的地而分辨率，轨道一般为近地近圆轨道；卫星采用高精度的三轴稳定控制方式；对回收型的侦察卫星电源一般采用化学电池，对传输型的一般采用光-伏电源。

随着光学、精密机械和电子技术的迅速发展，空间摄影的遥感器的性能和工作自动化程度的日益提高，使卫星总体性能也有明显提高，使对地观测卫星的效能提高。对地观测卫星发展的总趋势是向长寿命、高分辨率、多谱段、机动能力强、时效性好以及多种遥感器同时在一颗卫星上使用的高效益等方向发展。卫星总体性能的提高，也表现在卫星的生存能力和竞争能力的增强。

4.1.2 通信卫星

通信卫星反射或转发无线电信号，实现卫星通信地球站之间或地球站与航天器之间的通信。通信卫星按有无通信转发器分为无源通信卫星和有源通信卫星。无源通信卫星指仅

用来反射无线电信号的卫星，有源通信卫星设有通信转发器。无源通信卫星只是简单地反射来自地面站的信号（无放大和信号变换功能），反射的信号十分微弱，通信质量不佳，而且要求地面有复杂、庞大的天线、高功率发射机和高灵敏度接收机，因此现在的实用通信卫星均为有源通信卫星。通信卫星按运行轨道分为地球静止通信卫星和地球非静止通信卫星。通信卫星按服务区域分为国际通信卫星、区域通信卫星和国内通信卫星。通信卫星按控制方式分类，它又可分成重力梯度稳定的通信卫星，自旋稳定通信卫星，其卫星通常带有天线消旋组件，使天线仍然对通信地区实现定向，三轴姿态控制稳定通信卫星。

一个通信卫星的通信能力与整个卫星通信系统采用的通信体制和使用方法有密切关系。目前通信卫星的发展集中反映在卫星发射功率的增大、控制精度的提高、多种频段选择、波束数目的增多，使通信卫星总体性能不断提高。通信卫星功能的扩大，还包含了通信卫星工作寿命的延长、通信容量的增多、地面接收天线口径的缩小、简化和取消对卫星的跟踪，从而使卫星通信业务费用大大降低。

4.1.3 气象卫星

1960年4月1日，美国发射了第一颗气象卫星、即泰罗斯-3号卫星，它虽只工作了三个月，但实验表明，从卫星在轨道上用一种气象遥感器拍摄到的云层分布资料是极有用的。能够接收和测量地球及其大气层的可见光、红外和微波辐射，并将它们转换成电信号传输到地面站。地面站接收后，将电信号复原绘制成各种云层、地表和洋面图片。再通过处理和计算，即可提供各种气象资料，提高气象预报质量，对灾害性的天气预报更有价值。

根据地球日照和阴影两面的电视和红外照片对云情进行初步分析，并与从气象卫星上得到的其它资料组成云层、冰层和雪层的战术气象图，可以发现暴风的产生及其传播的方向和速度，区别气象条件的发展形式和阶段，发现大气展中的急流、各地气象情况（如飓风，雷雨的活动等），研究大地热平衡，确定云层、陆地和海洋的表面温度。

从气象观测的要求，可以分成为全球气象预报服务的数据集中处理的卫星气象观测系统和为区域气象预报服务的数据独立使用的卫星气象观测系统。

数据集中处理的卫星气象观测系统，保证取得卫星轨道所经过的地球表面各部分每个瞬时的云层的观测图像。当卫星进入地面数据接收站和卫星控制站所能涉及的范围之前，观测到的图像被记录存贮在卫星上，随后，按地面站的控制命令，卫星将观测到的全部图象信息，快速传送给地面接收站。然后经处理和计算，可获得全球的气象资料。

数据独立使用的卫星气象观源系统与数摄集中处理不同，它在卫星上没有数摄记录存贮器，它从卫星上的气象遥感器得到的图象信息，经变换后自动传输至独立的数据地面接收站。独立使用的卫星气象观测系统，可向地球广大地区实时提供气象资料。为了获得某一地区的气象情况，地面站必须配备有图象信息接收和记录设备。

气象卫星按卫星上所带的遥感器接收的电磁波信号的来源可分为被动式和主动式两类。被动式接收的是大气本身辐射或对太阳辐射的反射的电磁波。主动式接收的是遥感器本身向地球大气发射经过地球大气反射回来的电磁波。气象卫星观测的电磁波谱段分为微波、红外、可见光和紫外。大气辐射、吸收和窗口区大多分布在微波和红外波段，这是现代遥感最多的波段。

气象卫星已成为世界天气监视网的主要组成部分，气象卫星正在朝着一星多用的方向

发展，除气象外，还兼作海洋和环境监测的功能。

4.1.4 测地卫星

测地卫星的任务是解决大地几何学和动力学测量的任务。

几何学任务归纳为确定地球表面各个点的位置、确定各洲际、陆地与岛屿之间的联系，以便把它们纳入统一的坐标系统，以很高的精度把各个点与三角测量坐标系统相联系（建立全球大地测量网），确定地球表面的各个点的精确坐标。

动力学任务归结为阐明地球的形状、尺寸和地球重力场，建立地球的真实形状，确定重力场的梯度、重力场异常及其变化规律。

测地卫星依卫星上是否载有专用测地分系统分为主动测地卫星和被动测地卫星。除气球卫星属于被动测地任务外，其它都是主动测地卫星。专用测地卫星被用作基准点，其含义是在给定的时刻，精确地知道坐标的点，基准点取决于卫星本身位置给出的方法。一种靠精确预报卫星轨道参数，另一种是卫星本身位置靠几个地面站同时测量确定。作为卫星测地的洲际联测，则卫星必须在洲际上的各点同时见到卫星，同时测量，按照统一的全球测地数据，就可以建成高精度的大地控制点网。

4.1.5 导航卫星

导航卫星装有专用的无线电导航设备。由数颗导航卫星构成导航卫星网，具有全球或近地空间的立体覆盖能力。因此，导航卫星能实现全球无线电导航。导航卫星在空间有规律的运动，它的轨道位置每时每刻都可以精确预报。用户接收卫星发来的无线电信号，通过时间测距或多普勒测速分别获得用户相对于卫星的位置等导航参数，并根据卫星发送的时间、轨道参数求出定位瞬间卫星的实时位置坐标，从而定出用户的地理坐标和速度分量。

导航卫星按导航方法分为多普勒测速导航卫星和时间测距导航卫星。多普勒测速导航供用户测量导航信号的多普勒频移来求出距离变化率进行导航定位。美国发射的“子午仪”导航卫星的主要功能就是为海上的核潜艇和舰船等提供高精度断续的二维定位。在轨道面均匀分开的4～5颗卫星组成围绕地球的空间导航网，可使全球任何地方的导航用户平均每隔1.5小时左右利用卫展定位一次。美国于1978年又开始组成“导航星”全球定位试验星座，可以提供用户实现各种天气条件下连续实时的高精度三维定位和速度测量。精确定位为10米左右，粗略定位为100米左右。

导航卫星的主要特点是用若干颗导航星构成空间导航网，实现全球导航。

4.2 卫星总体性能参数的分类

卫星的总体性能参数是根据卫星任务、目标以及卫星总任务实现的可能性结合起来确定的。各种不同任务的卫展，就卫展总体性能来说，有相同的内容，也有不同的内容。为了方便，总体性能参数按参数性质进行分类描述，似乎稍许合理些。卫星主要总体性能类别归纳为以下几个方面。

4.2.1 卫星质量特性

卫星质量特性参数，通常包括卫星的质量、质心和转动惯量等。卫星质量特性，对每一卫星都有一定的要求，它和卫星总体方案有密切的关系。有的卫星，对质量的控制要求十分严格，有的对转动惯量或质心位置提出的要求，必须达到，否则就可能导致总体方案的不成立。

卫星质量特性参数，在一定程度上反映出卫星总体设计水平和卫星工程研制水平。如何以最小的质量，获取最佳的效益。对地球静止轨道的卫星显得特别重要。将1公斤的质量送到预定的静止轨道，是要花很多代价的。为了达到某一质量特性参数的要求，采用了一种配重的技术途径去实现，适量的配重，是避免不了的，但过多的配重，其设计是不合理的。因为配重实际是死重，不仅占取了质量，而且也占用了空间。最好的总体设计，配重不应超过卫星质量的百分之一左右。

4.2.2 卫星轨道特性

卫星轨道是指卫星从运载火箭末级推力中止时（卫星和运载火箭的末级解锁分离，也有的不分离，和卫星连在一起的情况）到卫星返回地面（或陨落）之前，卫星质心运动的轨迹。卫星轨道特性参数的选择，就是根据卫星的使命，如何合理选取描述卫星运行的六个轨道要素，从而决定卫星的轨道形状、大小以及卫星在空间运动的方向和飞行时间。对返回式卫星，还需考虑卫星的返回条件，如回收区的位置和大小以及实施返回的航程和地面测控等方面的约束条件。

4.2.3 卫星电源功率

卫星在轨道上工作，有效载荷及其卫星保障分系统都必须提供足够的电能。卫星电源就是指发电机或发电装置。电源功率就是发电装置在卫星在轨运行过程中可能产生的电能供保障分系统和有效载荷使用。当然电源功率的大小，不是由研制发电装置的部门确定，它是由卫星总体设计中，根据有效载荷的种类、方案以及保障分系统的组成、方案提出的供电功率要求来研究确定，总体设计还需进行在轨工作程序设计方案时，规划卫星在寿命期间的电源总功率，以供电源分系统进行方案设计和卫星总体电路设计。电源总功率的要求，不仅影响到卫星的质量，卫星飞行时间，而且会影响到卫星的构形设计。合理地确定电源功率参数是卫星总体设计中不可缺少的一种参数。

4.2.4 卫星姿态控制精度参数

卫星姿态控制精度参数，完全是根据卫星有效载荷工作时的要求确定的。对地观测卫星的姿态控制精度，包含指向精度和角速度的大小，直接影响到卫星的图像质量和目标的定位。对于通信卫星的姿态控制精度主要是卫星通信的天线指向，它影响到通信地区。

4.2.5 卫星可靠性参数

卫星总体方案设计时，根据用户提出的任务要求，必须确定所设计的卫星，它的整星可靠性指标。一个卫星的设计可靠性指标，反映出了卫星设计上的合理性和技术上的继承性。技术继承性程度高，对卫星可靠性有利。关键技术太多，对卫星的可靠性能会受到一

定的影响，因此，从把握可靠性的设计指标参数入手，可以对卫星总体方案的合理性，提出建议。

4.2.6 卫星着陆速度

返回式卫星，它的用途不同，它所要返回地面的有效载荷各不相同，对于返回式对地观测卫星，它是回收观测资料。对于生物实验卫星和微重力实验卫星，它是回收生物和其它各种实验样品。不论是回收什么样的有效载荷，总是要求在着陆的瞬间，冲击小，对有效载荷的影响要最小，使有效载荷不易着陆而损坏，因此，返回式卫星总体设计时，都明确地规定了它返回地面时的着陆速度参数。着陆速度参数是返回（回收）分系统的主要设计依据之一。

4.2.7 有效载荷性能参数

卫星任务不同，它的有效载荷也不同。即卫星的有效载荷，决定了卫星的基本任务。例如对地观测的有效载荷，就是各种遥感器。遥感器的性能参数，反映了对地观测卫星的对地观测性能。通信卫星的有效载荷就是通信分系统。它的转发器的性能和天线指向精度，就能反映通信卫星的通信能力。因此卫星有效载荷性能参数的选择，是卫星总体方案可行性论证是否能完成用户提出的任务要求的最主要参数。

4.3 卫星总体性能参数的选择

卫星的总体方案可行性研究和论证时，对某种特定卫星的总体性能参数进行研究。所谓卫星总体性能参数，就是指能反映出某种卫星功能和性能方面的一些基本参数。当用户方要提出研制某种卫星时，往往会提出一些技术要求和指标要求，卫星研制单位根据用户提出的指标要求，进行总体方案的研究，确定卫星的基本总体参数，这是完成预定任务，达到用户要求的具体细化后的设计参数。卫星总体性能参数。也没有严格的规定和限制。这星仅对有普遍性的卫星总体性能参数，作一简单的探讨。实际上确定一种性能参数，是某一学科研究工作的主要内容，如轨道参数，每一个卫星，不管其任务如何，都有一个轨道设计问题，轨道参数又是每种卫星的总体性能参数之一，这里只能是结合任务，讨论如何选择等，其他参数也有类似的情况。

4.3.1 卫星质量特性参数选择

4.3.1.1 卫星质量参数

卫星质量参数的选择和确定，一般是根提运载火箭的运载能力和卫星应完成的任务来确定卫星的起飞质量或入轨质量。

卫星总体设计时，从任务出发，它首先考虑用什么样的运载火箭将卫星送入预定轨道。一般都是从已有的运载火箭系列中选择，因系列中的运载火箭都已经历了发射飞行试验，可靠性要比新研制的运载火箭高。“长征”系列运载火箭的运载能力是我国研制卫星的基础。

"长征"1号的运载能力为300公斤（倾角约为70°左右，近400公里的圆轨道）；"长征"2号的运载能力从开始约2000公斤到目前可以达3000公斤（200～400公里的近圆轨道，倾角为70°左右）；"长征"3号运载火箭的运载能力近地轨道约为5000公斤、太阳同步轨道约2700公斤、地球静止卫星的过渡轨道约1450公斤。"长征"系列运载火箭提供的运载能力，给卫星总体设计确定卫星质量参数提供了选择的余地，但也不能完全排除根据卫星任务要求提出已有的运载火箭进行适当改进而满足卫星的质量指标要求。

卫星质量参数确定的另一方面就是依据卫星的任务。卫星的任务由卫星的总体可行性方案和最后确定的卫星总体方案具体体现出来。卫星其任务有千差万别，但它的组成都是由有效载荷和保障分系统组成。不同种类的卫星，有效载荷各不相同，而保障分系统中如结构、热控、测控、姿控、总体电路、电源等所有的卫星都有。还有推进、返回和压控等保障分系统，视卫星的任务而增减。卫星总体方案设计时，要进行卫星质量分配设计，把卫星的总质量中的百分之八十左右的质量分配到卫星的有效载荷及保障分系统里。若卫星总体方案中技术继承性比较好，关键技术比较少，则总质量的百分之九十以上可以分配给有效载荷及保障分系统，留的余量控制在百分之五左右。不同卫星都有一个特殊性，例如返回式卫星保障分系统要设置制动发动机、回收分系统，面结构分系统要承受卫星返回地面过程中的高温加热环境。传输型卫星它的寿命一般2～3年，而且是太阳同步轨道，卫星一般设置轨道保持分系统，数据传输分系统。对于静止卫星，它的工作寿命一般在5年以上，有的达7年以上，甚至到12～15年以上，同时它必须有远地点发动机。总之在质量分配时，一定要根据卫星总体方案。考虑到卫星的基本特点，使卫星质量分配设计更加合理。

对质量的苛刻要求，在各种卫星中，以静止卫星为最苛刻。其原因是将卫星送到预定的静止轨道上所用的代价太大。另一方面运载火箭和远地点发动机要准确送到预定轨道，质量的偏差要小，特别是远地点发动机，要求卫星质量严格控制，其偏差不能过大，否则影响精确定点。

4.3.1.2 卫星质心参数

卫星的质心参数是反映卫星总体布局设计是否合理的一个重要方面。根据卫星不同的任务，对卫星质心要求各不相同。一般来说，卫星的质心应靠近卫星坐标系的各个轴为好。偏离过大，往往用配重的技术途径来调整。例如返回式卫星，它的返回过程一般是无控制的弹道式返回，在返回过程中，要求返回舱按预定的姿态飞行，确保返回舱是动态稳定，并具有足够的静稳定裕度。这样从再入气动外形设计中，在压力中心变化曲线已得到的情况下，必须使返回舱的质心位置满足静稳定裕度的要求，否则返回舱返回过程中可能要处于不稳定飞行而使结构在热环境中烧坏，不能安全返回地而。根据经验，返回舱的静稳定裕度大于4%，若根据弹道特性和返回舱不同马赫数，不同攻角情况下的具体数值，静稳定度也可适当降低。

如果卫星总体布局设计比较合理，为达到质心要求卫星配重（死重）少，反之，配重则多。

对长寿命的卫星，一般采用光-伏电源、为使电源充足，又都用太阳电池阵，且对称分布，此种布局，卫星质心一定在对称轴上，如果偏离过大，不配重，则动力学问题可能变得复杂。

卫星上的推进分系统，对卫星实施必要的变轨，此种卫星，它的质心位置和推进分系统工作时的推力方向，一定要经过卫星的质心，否则变轨发动机工作，将会引起不合理的扰动。甚至会改变卫星原来的速度方向的要求，达不到预定的变轨目的。因此，卫星质心的位置控制也是十分必要的。

4.3.1.3 卫星转动惯量参数

卫星转动惯量参数的选择和卫星的控制方式有着密切的关系。对于三轴姿态控制稳定的卫星，对转动惯量参数有实测数据，不论三个转动惯量的数值是多少，都能满足要求。如果卫星采用了在轨自旋的稳定控制方式或重力梯度稳定控制方式，则转动惯量就不是任意的，而是有一定的严格要求。所谓自旋稳定，即当卫星的自旋角动量足够大时，在环境干扰力矩的作用下，角动量方向的漂移非常缓慢。这就是大家所熟知的陀螺定轴性。在卫星以恒速自旋时，自旋轴方向和角动量方向一致。若自旋的物体是一种刚体，旋转轴不论是最大惯量的轴，还是最小惯量的轴，都具有一种陀螺的定轴性。通信卫星、科学实验卫星、气象卫星等，凡是采用自旋稳定的控制方式，都不能像刚体那样处理。因为任何一种卫星都不能成为一种刚体，卫星中包含了许多弹性部件，而结构设计中满足强度和刚度条件下，尽可能减轻质量，况且卫星中有推进剂等液体，卫星在轨运行中质量均发生变化。不是刚体的自旋稳定，自旋轴如果不是最大惯性主轴，则自旋轴的方向和总角动量向量不重合而产生章动，其结果自旋轴就绕总角动量向量转动，将引起卫星中的许多弹性部件振动和液体在燃料箱内晃动，这些转动都将消耗卫星的转动能量，卫星的运动始终要趋于最小动能状态。在角动量守恒的情况下，最小动能状态就是卫星绕最大主惯轴旋转的状态。更明确的说，自旋稳定的卫星，如果是绕是小主惯轴旋转，且内部有机械能耗散时，自旋轴将在空间翻滚，使卫星处于不稳定状态。这种现象，显然不是卫星总体设计所期望的，如果出现这种状态，说明卫星总体方案设计出了不该出的问题，也就是卫星的质量特性中的转动惯量参数设计不合理，参数选得不对，就会造成卫星的失败。

卫星的自旋稳定，则根据角运动量守恒定律，卫星的自旋轴的方向，固定于空间。从陀螺的定轴性原理可知，如在自旋轴方向上，外力矩起作用的话，则在其直角方向发生进动。由进动将引起自旋轴的倾斜。自旋轴发生倾斜的倾斜角为

$$\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}t}=\frac{M}{\omega_z J_z} \tag{4-1}$$

式中 φ——倾斜角，(°)

M——转矩，Nm

ω_z——绕 z 轴自旋的角速度，rad/s

J_z——自旋轴 z 的转动惯量，$kg\cdot m^2$。

从倾斜角的表达式可知，在一定的外力矩作用下，绕 z 轴的自旋角速度愈快，进动角就愈小。自旋轴 z 的转动惯量愈大，进动角也变小，也就是说，自旋角速度大，自旋轴的转动惯量大，则进动就愈小，自旋稳定方式就愈加稳定，反之，自旋稳定方式变成不稳定。在卫星工程设计上，不可能把自旋角速设计成高速旋转的速度，它受到提供起旋用的动力限制。另一方面，自旋稳定的结构设计，也不能完全按高速旋转的条件下来设计，否则结构质量会增加。星上的仪器设备，一般也不允许承受高速旋转的载荷条件（除非另有必要)。

根据卫星工程的特点，卫星在轨自旋稳定的旋转角速度一般为每分钟 60～100 转左右即可。在自旋的转速不大的条件下，要保证自旋是稳定的，在卫星自旋产生进动时，还会引起上下周期性的摆动，即章动。卫星自旋轴的章动周期可以由卫星自旋轴的转动惯量和卫星另一个轴的转动惯量的比值和自旋角速度来决定。即

$$\Omega = \left(\frac{J_z}{J_x} - 1\right) \omega_z \tag{4-2}$$

上述表达式中

Ω——章动角速度，(°/s)

ω_z——自旋轴的自旋角速度，rad/s

J_z——自旋轴 z 的转动惯量，kg · m²

J_x——卫星另一个轴的转动惯量，kg · m²

在章动时，整个角动量矢量是一定的，进动角和功能的关系可由下面表示：

$$H^2(J_z - J_x) \sin^2\theta = J_x(2J_zE - H^2) \tag{4-3}$$

式中 H——章动的角动量，kg · m²/s；

E——动能，kg · m²/s²；

θ——章动轴与自旋轴的夹角，(°)

从进动角和功能的关系式中，经过变换整理可以得到

$$E = \frac{H^2}{2J_z}\left(\frac{J_z}{J_x} - 1\right) \sin^2\theta + H^2$$

$$E = \frac{H^2}{J_z}\left(\frac{J_z}{J_r} - 1\right) \sin\theta \cos\theta \mathrm{d}\theta \tag{4-4}$$

从上述表达式中，用被动式阻尼器等来消耗章动的能量，则上述表达式中左边成为负值。在这种条件下，什么情况是自旋稳定，什么情况是自旋不稳定？可以有两种情况：

当自旋轴 z 的转动惯量 J_z 小于卫星另一个轴 x 的转动惯量 J_x，即

$$J_z < J_x$$

这时，从表达式左边要是负值，则 $\mathrm{d}\theta$ 必须是正，$\mathrm{d}\theta$ 为正，其含义是章动轴与自旋轴的夹角 θ 是在增大，这就表明了卫星在这种条件自旋是一种不稳定的方式。

当自旋轴 z 的转动惯量 J_z 大于卫星另一个轴 x 的转动惯量 J_x，即

$$J_z > J_x$$

这时，从表达式左边要是负值，则 $\mathrm{d}\theta$ 必须是负。$\mathrm{d}\theta$ 为负，其含义是章动轴与自旋轴的夹角 θ 是在减小，这就表明了卫星在这种条件下自旋是一种稳定的方式。从这星的分析，不论是通信卫星、科学实验卫星，还是气象卫星等采用自旋稳定方式时，要求自旋 z 的转动惯量 J_z 大于卫星的另一个轴 x（或 y）的转动惯量 J_x（或 J_y），即

$$\frac{J_z}{J_x} > 1 \quad 或 \quad \frac{J_z}{J_y} > 1$$

根据实际的设计经验，自旋轴的转动惯量不可能比另外轴的转动惯量大很多，这是由于很多条件的限制。如卫星绕纵轴自旋，它的直径又不能很大（受到运载火箭的整流罩直径的

限制)。为使自旋轴的转动惯量最大，往往是通过合理的布局设计，将仪器设备质量比较大的放在远离自旋轴。若 J_z/J_x（或 J_z/J_y）大于 1.05，就可以达到卫星绕自旋轴 z 轴旋转是一种稳定状态。从这一点讲，只要清楚这一道理，总体布局上还是容易实现的。

4.3.2 卫星轨道参数的选择

卫星的轨道，大家都已熟知，它是由轨道半长轴（a）、轨道偏心率（e）、轨道倾角（i）、升交点赤径（Ω）、近地点幅角（ω）、过近地点时刻（t）等六个要素来描述。各种不同任务的不同类型的卫星，它们的轨道特点是各不相同的。卫星轨道参数的选择，很大程度上取决于卫星的任务。

对地观测卫星，主要是要有高的地面分辨率和识别波谱特性。对于军事目的服务的对地观测卫星，其轨道特点是近地近圆。对于服务于开发地球和海洋资源，卫星轨道的特点，一般是 800 km 左右高度的太阳同步的圆轨道。以满足比较长的寿命和地面的光照条件。

通信卫星的轨道特点，以保证覆盖范围大和通信距离远，便于地球站天线跟踪，通信卫星一般采用高轨道，如静止卫星轨道。处于地球静止卫星轨道上的通信卫星相对地球静止不动，地球站天线跟踪简单，并能实现昼夜不间断的通信，因此现代通偏卫星大多采用这种轨道。但对于高纬度地区，地球站天线对静止卫星的仰角太低，信号传输中的大气衰减比较严重，为了保证通信质量需要增加卫星对覆盖区的辐射功率、或提高地球站的接收能力。因此，有的通信卫星采用了大倾角、远地点达 4 万公里的大椭圆轨道，用于高纬度地区的通信。例如闪电一号的轨道就是如此。

气象卫星的轨道特点，大多为太阳同步轨道或地球静止卫星轨道。为了保证云图的质量，气象卫星的太阳同步轨道呈圆形，偏心率小于千分之一，倾角大于 90°，高度一般在 800～1000 km，以便飞经地球各地区时获得的图像有相同的光照条件。地球静止卫星轨道对位置保持的精度要求：东西向为 0.5°左右，南北向为 0.1°左右，偏心率小于千分之一。

导航卫星的轨道特点，均选用圆轨道，高度一般为中高轨道直到地球同步轨道。例如多普勒导航卫星（“子午仪”号）选用上千公里的圆形极轨道，既能减少大气阻力对轨道的影响，又不会使多普勒频移减小和传通误差增大；极轨道还使轨道进动最小和导航网比较稳定。

测地卫星，它的轨道特点一般采用 1 000 公里至数千公里近圆极轨道。动力学测地卫星采用一组具有不同倾角的轨道，可获得全球性引力场异常及其变化数据，从而提高对地球引力场参数和地球形体的测定精度。

电子侦察卫星，它的轨道特点一般为近圆形或圆形。为了兼顾定位精度和卫星长期工作的要求，单星定位制卫星的轨道高度一般在 400 公里到 500 公里。多星定位制卫星的轨道高度一般在 1 000 公里以上，有利于长期监视大面积地区。

以上是简单介绍几种主要类型的卫星轨道特征，实际上卫星轨道参数的选择是在卫星总体设计中占有相当大的份量。就以对地观测卫星和通信卫星为例，说明有关轨道参数选择要考虑的问题。这里的轨道参数是指卫星近地点高度、轨道倾角、轨道周期以及卫星在轨工作时间。

4.3.2.1 卫星近地点高度

从各种不同类型卫星的轨道特征，对于近地点高度的轨道参数，只有返回式卫星比较突出一些。长寿命的传输型对地观测卫星、测地卫星、导航卫星等都选用圆轨道，通信卫星中静止卫星，也不存在选择近地点高度的参数。对大椭圆的通信卫星，近地点高度也没有严格要求。

返回式卫星的近地点高度参数，之所以重要，主要是返回式卫星对地照相时，有一个地面分辨率指标，这是卫星的主要技术指标。地面分辨率，根据经验，它由下式表示。

$$R_G = \frac{h}{R_0 f} \times 10^{-3} \tag{4-5}$$

式中：R_G——地面分辨率，m；

R_0——相机分系统的综合分辨率，Lp/mm；

f——相机焦距，m；

h——卫星对地摄影时的高度，km。

从公式可以清楚地知道，当相机参数一定时，地面分辨率就取决于卫星摄影高度 h。摄影高度低，地面分辨率愈高。面卫星总体设计时，卫星对地观测往往都是选择在卫星近地点附近对地观测。希望近地点高度低，究竟低到什么程度，才比较合理。

返回式卫星近地点高度这个参数，取值基于下面几个原因：

卫星飞行的时间长短，如果飞行时间只有十几天，则近地点高度参数可以选择为 170 km 左右。如果卫星飞行时间要延长，则近地点高度参数确定时，必须使卫星在轨的工作时间大于卫星的自然寿命。卫星自然寿命取决于大气密度和阻力。卫星轨道低，受大气密度和阻力的影响大。返回式卫星轨道特征是近地近圆的轨道，轨道偏心率比较小，目的是使卫星的摄影比例尺变化范围小。摄影比例尺的定义是相机的焦距 f 和卫星摄影的高度 h 的比值。圆轨道摄影，其比例尺基本相同。近地近圆的轨道，受大气阻力的作用时，使卫星的远地点高度迅速降低，而近地点高度则下降很慢，从面使轨道偏心率逐渐变小，最后变成一个圆轨道。卫星继续运行，轨道半径再相继缩小面使卫星很快降至稠密大气层内。卫星在大气层内运动，受大气阻力作用相当大，且卫星的速度相当高，马赫数在 20 以上，如此高速运动，卫星的表面气流温度，因摩擦产生达摄氏几千度以上，卫星没有防热措施，则卫星很快会被烧毁。上述描述的过程，实际上就是卫星在大气阻力作用下，运行周期变小，对圆轨道来说，周期变率可以用下式表示。

$$\frac{\Delta T}{T} = \dot{T} = -3\pi C_D \frac{A}{m} Q\rho \tag{4-6}$$

式中：$\dot{T}$——卫星轨道周期变率；

C_D——卫星阻力系数；

A——卫星的参考面积；

m——卫星的质量；

Q——卫星轨道半径；

ρ——大气密度。

卫星阻力系数 C_D，当卫星的高度在 200 km 左右时，阻力系数 C_D 可取 2.0～2.2。卫星轨道的自然寿命计算比较复杂，误差比较大。为此在确定近地点高度时，当自然寿命计算

出来后，也应进行分析，留有一定的余地。在卫星总体方案设计时，卫星自然寿命往往在工程上作一粗略估计，利用图 4-1 中的自然寿命估计的曲线，方便于总体设计。曲线的横坐标是卫星近地点高度，以 km 计，纵坐标是规一化寿命，$C_DA/m \times D$，单位是 $m^2 \cdot d/kg$，要从曲线上得出真正的寿命（天数），必须除以 C_DA/m。它可以根据卫星的参考面积和卫星的质量计算得到。

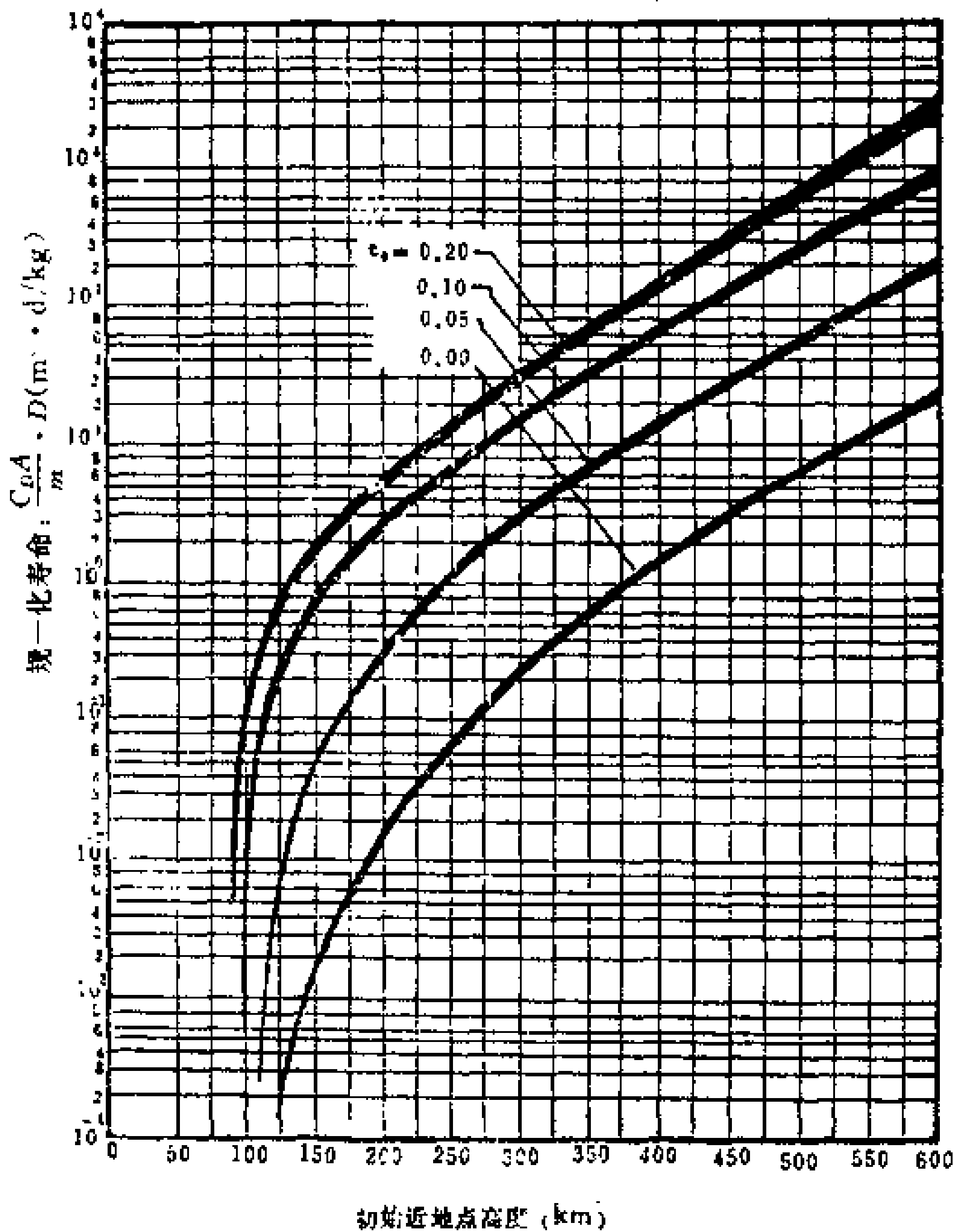


图 4-1 卫星轨道寿命计算曲线

卫星具有轨道保持或机动能力，近地点的高度参数的选择，就不是以自然寿命为限。卫星仅作轨道保持，则卫星在运行过程中，定期在轨道上给卫星一定的补偿动力，产生一定的速度增量 ΔV，以补偿低轨道卫星大气摄动使卫星轨道形状发生变化。卫星高度愈低，大气摄动影响愈大，用于保持轨道形状，使近地点高度不变的推进剂量要增加，也就使卫星质量增加。为此，近地点高度的选择也要根据飞行时间增长后可允许携带的推进剂量来统一考虑。有时卫星的近地点高度选择比较高，为了获取高的地面分辨率，采取机动变轨的途径。即在卫星需要对地摄影时，将卫星的摄影高度降低，摄影完毕，将卫星爬高到较高的轨道，使卫星在较高轨道上运行。如美国 KH 系列的侦察卫星，摄影高度一般为 160～170 km，但到 1972 年 1 月 20 日发射的第二颗 KH-9 的卫星，该卫星在 148 km×342 km 的轨

道上运行了40天，1975年4月18日发射的KH-8被送入了134 km×401 km的轨道，卫星工作了45天。KH-9、KH-8在这样低的轨道上飞行如此长的时间，充分说明了在航天技术发展的今天，卫星具有相当大的机动变轨能力，可使卫星近地点高度进一步降低，获得比较高的地面分辨率。

4.3.2.2 轨道倾角

轨道倾角是轨道平面和地球赤道平面的夹角。卫星轨道倾角，对于对地观测卫星来说，根据任务和卫星的总体方案，一般有两种，一种是太阳同步轨道，其倾角都大于90°，另一种是低倾角，即小于90°，但一般都在50°以上。选择太阳同步轨道，倾角大于90°，并不是对地观测区域的要求，而是因为卫星长时期飞行时，使地面有较好的光照条件，并使太阳电池阵易于对太阳定向，满足入射光线的要求。因此对地观测卫星的轨道倾角的确定，没有特殊的要求。但轨道倾角增大，会使运载火箭的运载能力增加，例如对两级运载火箭，在入轨点高度不变情况下，倾角增加1°，运载能力要增加十几公斤。从这个意义上说，能选低倾角完成任务的，不选高倾角也是合乎道理的。对其它卫星，如测地卫星、导航卫星等，一般也都是采用高倾角。

通信卫星的轨道倾角，大椭圆轨道的通信卫星，它的目的是解决高纬度的通信问题，因此，大椭圆轨道的通信卫星都是高倾角。对于静止轨道的通信卫星，它的轨道平面与地球赤道平面相重合，轨道倾角为零。但实际上静止通信卫星的倾角不为零，面是一个小倾角。静止通信卫星的发射，从般省能量来说，应在赤道上发射。实际上各国都很难实现，都是在赤道以外发射的，但尽可能的使发射场的纬度降低。当运载火箭把卫星送到过渡轨道，远地点高度达到35 786 km，卫星用远地点发动机，把卫星送到静止轨道，但要达到倾角为零，且发射场纬度不在赤道，此种情况远地点发动机点火前，必须把卫星的姿态设置好，并且要精确测定。当卫星到达远地点时，远地点发动机点火，它所产生的速度为V_a，静止轨道卫星的速度V_C，其差为ΔV，并使V_a的矢量和ΔV的矢量之和为静止轨道卫星的速度，达到卫星在赤道平面内运动。从发射过程可见，要达到倾角为零，要求测量精度很高。反过来说，卫星的轨道倾角真的为零，则长期保持也必须附加很多燃料。对静止通信卫星，其质量也是很突出的问题，不可能带很多燃料。因此，通信卫星在轨运行过程中，一般不进行倾角的修正，理论轨道倾角为零度，实际上也不是零度。静止通信卫星的轨道倾角的参数，考虑到运载火箭的制导误差、轨道测量误差、远地点发动机（特别是固体发动机）性能的偏差、卫星姿态控制的误差和姿态测量的误差等，均会引起轨道倾角的误差。另一方面卫星处在静止轨道上，由于日和月的引力摄动，也会使卫星轨道倾角发生变化（如果不进行轨道倾角的偏置），倾角的变化量和卫星相对于太阳、月亮的初始位置有关。最大的倾角变化率，每年约为0.86°，要修正这一倾角变化率，所需的速度为46.44 m/y。可见修正轨道倾角所带的问题是要附加推进剂。如果不加修正，就不能保持卫星的圆形轨道，卫星将呈一种小“8”字的运动。“8”字的大小，随倾角的增大面增大。当通信卫星的轨道倾角不为零、偏心率也不为零时，卫星在通信中会出现往返瞬时延发生微量变化，瞬时延的标称值一般为0.25 s。对于圆形轨道，如果倾角i远小于1°，则“8”字形的宽度为$i^2/4$，“8”字形的峰峰值纬度变化为2 i。每一天的归化时间为$2\pi t/24$ h，则卫星星下点的偏移，用经纬度来表示“8”字的峰值为

$$B = \sin^{-1}(\sin i \sin\theta)$$

$$\lambda = \sin^{-1} \frac{\cos i \sin\theta}{\sqrt{1 - \sin^2 i \cos^2\theta}} \tag{4-7}$$

式中：B——地理纬度，(°)；

λ——地理经度，(°)；

θ——每天归化时间。

为了提高高纬度地区对静止轨道的通信卫星的可见度，扩大高纬度地区的通信覆盖面积，在卫星总体设计上，就让卫星存在一个小倾角。我国发射的几颗通信卫星，都存在一个小的倾角，并且不加修正，既可以节省推进剂，又不影响通信。

太阳同步轨道的倾角的确定，在卫星总体方案设计，根据任务，卫星保障分系统的特殊要求，确定选用太阳同步轨道时，其轨道倾角和轨道半长轴、轨道偏心率有关，其关系式为

$$\cos i = - 4.7736 \times 10^{-15}(1 - e^2)^2 \cdot a^{7/2} \tag{4-8}$$

式中：a——轨道半长轴，km；

e——轨道偏心率；

i——轨道倾角，(°)。

若卫星轨道形状为圆轨道，则偏心率为零，则轨道倾角仅和轨道半长轴有关，则公式变成

$$\cos i = - 4.7736 \times 10^{-15} \cdot a^{7/2} \tag{4-9}$$

太阳同步轨道的特点是卫星轨道平面绕地球自转轴旋转的方向与地球公转的方向相同，旋转角速度等于地球公转的平均角速度，即为 0.9856 度/天。卫星经过同一纬度的“地方时”，在一段时间内几乎不变，卫星经过某一特定位置的太阳光照条件相同，有利于判读所有的地面照片。太阳同步轨道克服了因地球非球形引力引起轨道面在空间的运动，卫星轨道面在空间的运动，即 Ω（升交点赤经）的变化

$$\Omega = - 9.96407\left(\frac{R_E}{a}\right)^{7/2} \frac{\cos i}{(1 - e^2)^2} \tag{4-10}$$

式中：Ω——轨道面转动的角速度，(°) /d；

i——轨道倾角，(°)；

a——轨道半长轴，km；

R_E——地球赤道半径，R_E=6378 km。

从公式 (4-10) 中，若 Ω 取为 0.9865 (°) /d，此时轨道倾角和轨道半长轴和偏心率的关系就可以得到（4—8）的表达式，若卫星轨道为圆轨道，则偏心率为零，则倾角仅和半长轴有关，就可得到（4—9）的表达式。

4.3.2.3 卫星运行周期

卫星运行周期，其含义是卫星绕地球运行一圈的时间。周期和轨道半长轴有关，当轨道半长轴确定之后，其周期由下式关系换算可以得。

$$T = 2\pi\mu^{-\frac{1}{2}}a^{3/2} \tag{4-11}$$

式中：a——轨道半长轴，km；

μ——地球重力常数，$\mu=398600.5\ km^3/s^2$；

T——运行周期。

返回式卫星，一般是一种近地近圆的轨道，它根据侦察指标的要求，首先确定了近地点的高度，然而确定运行周期。确定周期要考虑的因素或者要求是：卫星侦察的覆盖，其卫星遥感器的观测视场的大小；卫星发射场和回收场区的地理位置，卫星运行轨道的最后返回圈，必须经过回收场区。对于传输型的对地观测卫星，该卫星运行时间比较长，它一般是先确定轨道高度，而轨道形式一般为圆轨道，由此可以换算或圆轨道的运行周期，当然在确定圆轨道的高度和周期时，有一个迭代的过程，以满足地面分辨率的同时，也达到覆盖重复观测的要求。

对于静止通信卫星，它也是一种圆轨道，地球同步轨道的卫星，它的周期是一个恒星日，即为 24 小时恒星时。一个恒星日的定义是指地球相对恒星绕自己的旋转轴旋转一周所需的时间。这个周期要比平均太阳日（通常时间）稍短一些，这是因为卫星在太阳运转的轨道上行驶了 1/365 的里程。因此，静止轨道的卫星（通信卫星、气象卫星等），实际运行周期为 23 小时 56 分 4.00905 秒。

其他各种类型的卫星，如气象卫星等的运行周期可以用相同的方法确定。有的卫星如测地卫星等对周期要求并不十分严格，一般是其它轨道参数先确定后，其周期量的导出参数也就确定了。

4.3.3 卫星电源功率参数选择

电源的作用是提供卫星上的有效载荷、保障分系统的仪器设备工作时所需要的各种电能，因此电源实质上是一种能量转换装置，把其他形式的能量转换成电能，然后进行传输、分配和利用。电源功率参数的确定，既要满足卫星上各仪器设备工作的设计要求，又要使电源功率的合理分配，必须对星上各仪器设备所要求的电源功率有一定的约束。电源功率参数选择是否合理，它直接影响到卫星的质量参数以及卫星的构形设计。

电源功率分配设计的原则是：提高主电源输出功率的利用率，限制负载不确定裕度和电源设计功率裕度在整星负载功率中所占的比例。卫星负载功耗根据供电的特点来统计，供电特点一般是可以分成连续负载功耗、短期功耗（又称间断功耗）和脉冲功耗。

对卫星有效载荷为连续供电的卫星，如通信卫星中的通信分系统，连续功耗是主电源容量设计的依据。根据卫星上各仪器设备在轨的负载曲线确定功耗是否连续。对高度较高的卫星，一些负载的短期功耗可以在充电结束后进行，功耗不要叠加到连续负载功耗上，这种设计方法是相当重要的，因它涉及到太阳电池阵的贴片而积或化学电池的容量。对卫星运行周期较短（100 min 左右）的卫星，有效载荷的峰值功耗叠加它短期功耗，取平均值叠加到连续负载功耗上来确定该类卫星的电源功率。若选用化学电源作为主电源，如果短期功耗或瞬时功耗对电源设计容量有大的影响，则可将化学电源分成若干组。如返回式卫星中有效载荷（相机）启动电流达到 25 A，若不分开，显然对卫星的电磁兼容性设计是一种极不利的因素。

对有效载荷连续供电的卫星，卫星的控制方式的不同，对电源的功率设计变化相当大，主要是控制和热控分系统的功耗差别较大。对常用的三轴姿态控制的卫星和自旋稳定的卫星，有效载荷连续供电，各保障分系统的连续负载功耗占整星负载功耗比例，三轴控制的

卫星为20%～35%，自旋稳定卫星占12%～25%。

电源功率的确定，还必须考虑以下几个因素：

a. 负载不确定裕度

对新研制或改进型的卫星，根据卫星总体设计中的技术继承性的程度以及负载功率的大小、电源功率的大小，负载不确定裕度，一般占总负载功耗的5%～10%；

b. 电源设计功率裕度

对于长寿命工作的卫星，电源一般采用光－伏电源，其功率裕度一般占总负载的功耗和充电功耗之和的5%～10%；对化学电池，考虑到失重等因素，功率裕度占每组电池容量的10%以下；

c. 电源变换效率

卫星各仪器设备工作时，通常要求不同电压种类和高稳定的电压等，因此，星上为满足这些要求而设置了许多DC/DC换流器等，换流器设计的变换效率，直接影响到总的电源功率。目前电源变换效率一般在65%～80%。

对于使用太阳电池阵的电源，其输出功率的计算，一般分成卫星寿命初期和寿命末期的太阳电池阵的最大输出功率。对于中间过程的太阳电池阵的输出功率在这两种情况之间，也就不再计算。

卫星寿命初期的太阳电池阵最大输出功率由下式计算。

$$P_{BOL} = S' \cdot A \cdot \eta \cdot F_C \cdot F_T \tag{4-12}$$

式中：P_{BOL} ——寿命初期太阳电池阵输出功率，W；

S' ——有效太阳光总照度，W/m²；

A ——太阳电池阵有效面积，m²；

η ——太阳电池阵电池单片光电转换效率；

F_C ——太阳电池阵组合损失因子；

F_T ——太阳电池阵温度修正因子。

卫星寿命末期太阳电池阵最大输出功率由下式计算

$$P_{EOL} = S' \cdot A \cdot \eta \cdot F_C \cdot F_T \cdot F_{RAD} \cdot F_{UV} \cdot F \tag{4-13}$$

式中：P_{EOL} ——寿命末期太阳电池最大输出功率，W；

F_{RAD} ——太阳电池粒子辐照衰减因子；

F_{UV} ——太阳电池阵紫外辐照衰减因子；

F ——太阳电池阵其它衰减因子。

参数的确定：

有效太阳光总辐照度，即考虑了太阳与卫星之间距离、非垂直入射角影响。太阳电池阵的表面曲率和地球反照后，太阳电池阵表面平位面积所接收的辐射功率。

$$S' = S_0 \cdot \cos\theta \cdot X \cdot X_S \cdot X_e \tag{4-14}$$

式中：S_0 ——太阳常数（垂直于阳光的一平方厘米的面积上，在一分钟内接受的热量称为太阳常数大约是0.132 W/cm²）；

θ ——太阳光与太阳电池阵法线方向的夹角；

X ——太阳辐照的修正因子；

X_s ——太阳光季节变化因子（1～0.9673～1.0327）；

X_r ——地球反照光对太阳电池阵输出功率的增长因子；(静止轨道卫星取 1.0，其它取 1.0～1.05)。

在卫星总体设计中，对地观测卫星，较长寿命的工作，则主电源一般也采用太阳电池阵作为卫星的主电源，而有效载荷它又是间断工作，此种情况主电源的功率的要求，可根据下式估算。

$$P = P_c/\eta_r + (E_t \cdot P_c + D_c \cdot O_p \cdot P_p)/(S_t \cdot \eta_{bc} \cdot \eta_{bd} \cdot \eta_{br}) \quad (4\text{-}15)$$

式中：P ——所需的整星功率，W；

P_c ——连续负载功率，W；

η_r ——电源调节器效率；

P_p ——峰值负载功率，W；

D_c ——间断工作设备的占空比；

O_p ——卫星轨道运行周期，min；

E_t ——卫星地影时间，min；

S_t ——卫星光照区时间，min；

η_{bc} ——蓄电池充电调节器效率；

η_{bd} ——放电调节器效率；

η_{br} ——蓄电池充电效率。

公式(4-15)也适用于化学电池作为主电源，此时充电效率、放电调节器效率不用考虑。

4.3.4 卫星姿态控制精度参数

卫星的姿态控制有自旋稳定、重力梯度稳定和三轴姿态控制稳定等多种方式。卫星要求的姿态控制精度高，一般采用三轴姿态控制方式。这里也着重讨论三轴姿态控制方式的控制精度参数。而对地观测卫星均采用三轴控制的方式，其控制精度又比其他卫星要求高，因为卫星在轨对地摄影时的姿态影响到卫星摄影系统的图像定位精度、图像运行及图像地面覆盖率。

卫星姿态控制精度参数主要指俯仰角、滚动角和偏航角的控制精度以及相对应的角速度。

俯仰、滚动和偏航角的参数：

卫星在轨摄影时，卫星的姿态角直接影响到卫星摄影底片上的目标位置，当想从底片上直接测量读出目标点的位置，对卫星的姿态控制精度要求较高。例如在卫星 200 km 摄影时，即使只要求姿态偏差引起的图像中心定位误差小于 1 km，卫星的姿态精度也要优于 0.2°。对于近地的对地观测卫星来说，此精度要求也是相当高的。从目标定位精度角度，1 km 的定位精度已相当低，实际用处不大，如定位精度提高，姿态精度恐怕难以达到。因此，只能从其它方式，提高卫星姿态测量精度的途径，满足目标定位精度要求。

卫星在轨摄影时，卫星姿态偏差会导致图像运行速度发生变化。原因是姿态偏差角的存在使星地相对运动在星体坐标系各轴上的分量发生变化，因而使它们引起的图像坐标系各轴上的分量发生变化。这种情况，当图像有较高的分辨率要求时，这种变化较为明显。如果地面分辨率不太高的情况下，相机的像移补偿有时也分挡控制（速度比值划分区域），补偿精度不太高时，对姿态精度有中等精度即可，若地面分辨率优于 1 m，此时的姿态精度相

应要提高。

姿态的偏差，会造成相机主轴的指向偏离星下点，当相机的视场足够大（±40°左右），相机主轴的偏离，对于地面覆盖影响不大，因在 200 km 左右照相，视场角为±40°时，地面的覆盖宽度达 340 km 左右，相机视场角为 4°时，地面的覆盖宽度不到 15 km，如果照相时刻，卫星的姿态偏差 1°，则卫星的星下点和相机的主光轴指向，因存在姿态的偏差面偏离。对于要详细了解目标的详细结构，一般用长焦距，窄视场的相机进行对地观测。若目标并不大，则有可能因姿态的偏差，造成目标不能全部照上。对于大视场的对地观测，情况就不同。一般大视场的观测姿态控制精度应优于 0.5°，对窄视场的观测姿态精度应优于 0.2°。

卫星姿态控制的稳定度，以姿态角速度来表示。航空照相，由于气流的影响，飞机抖动较大，成像的清晰度受到影响。而卫星在照相时的抖动，主要是在外界干扰力作用时，卫星姿态控制的作用消除干扰，使姿态平稳。对地观测要求的稳定度，随着地面分辨率的不同面不同。大面积观测时，姿态角速度为 0.01（°）/s 到 0.005（°）/s 即可，对于窄视场的观测，要求的姿态角速度优于 0.005（°）/s。

4.3.5 卫星可靠性指标

卫星在规定的条件下，规定的时间内完成规定功能的概率叫做卫星的可靠性。

在卫星接受任务时，根据任务特点，卫星总体方案设计时，首先要对卫星的可靠性指标进行论证，确定该卫星应具有的可靠性指标。卫星的质量可靠性是一件大事，首先卫星生产的批量小，建立在统计方法基础上的质量管理方法不太适用。其次，卫星是“一次使用型”，不能靠征求用户意见再修改，要求高可靠地保证一次成功。第三是卫星在发射和运行工作的过程中要承受非常恶劣的环境，如火箭发射阶段的各种载荷（振动、冲击和加速度），卫星在轨工作中受到真空、失重条件，高能粒子辐照和强紫外线辐射以及大范围温度交变等。第四卫星技术上复杂，是一种高科技技术，造价昂贵，提高可靠性，在军事上、政治上和经济上都有重要意义。因此，可靠性指标目前已成为卫星总体方案设计中的一项主要技术性能指标。

4.3.5.1 卫星可靠性指标的确定

卫星是一个复杂的系统，复杂系统的可靠性指标根据什么来确定，又用什么方法来确定。这是卫星总体设计中可靠性论证的头一个问题。卫星是不可维修的，可靠性指标用任务期间内生存的概率（可靠性）$R(t)$ 或平均寿命（MTTF）的形式给出。原则上根据卫星的全面任务要求，现实的元器件、原材料、工艺和技术水平、时间进度、投资能力，并参照国内外同类产品所已经达到的可靠性，经过综合权衡来确定。

用 $R(t)$ 表示的形式

卫星在规定的时间 t 内，在规定的条件下，完成规定功能的概率称为可靠性函数，显然它等于卫星 $T>t$ 的概率。

$$R(t) = P(T > t) = 1 - P(T \leqslant t) = 1 - F(t) \tag{4-16}$$

式中，$F(t)$ ——卫星的失效分布函数。

卫星失效分布函数是指卫星在 t 时刻以前发生失效的概率。在实际数据统计中，失效概

率的估计值为

$$\hat{F}(t) = \frac{n(t)}{N} \tag{4-17}$$

式中：$n(t)$ ——到 t 时刻已经失效的产品数；

N ——从零时刻开始工作的产品总数。

由失效分布函数可以得到可靠性的估计值。

$$\hat{R}(t) = \frac{N - n(t)}{N} \tag{4-18}$$

由卫星失效分布函数的性质可以得到 $R(t)$ 的性质为

$$R(0) = 1$$

$$\lim_{t \to \infty} R(t) = 0$$

$R(t)$ 是时间 t 的非增函数。

假如寿命 T 是连续型随机变量，其失效密度为 $f(t)$，则

$$R'(t) = -f(t)$$

假如可靠性 $R(t)$ 可使 $\lim_{t \to \infty}[t \cdot R(t)] = 0$，那么利用分部积分法可以求得

$$\int_0^{\infty} R(t)dt = [t \cdot R(t)]|_0^{\infty} + \int_0^{\infty} tf(t)dt = E(T) \tag{4-19}$$

这一结果表明，平均寿命等于 $R(t)$ 的时间轴上的积分，即 $R(t)$ 与时间轴所夹的面积。

从 $R(t)$ 的性质可知，随着工作时间的增加，可靠性 $R(t)$ 逐渐下降。在 $R(t)$ 下降到给定的 r 值以前的那一段时间便称为可靠性寿命 t_r。

$$R(t_r) = r$$

式中 r 称为可靠水平。特别是，当 $r=0.5$ 时的可靠寿命 $t_{0.5}$ 称为中位寿命，卫星工作到中位寿命时大约有一半失效，当 $r=e^{-1}$ 时的可靠寿命 $t_{e^{-1}}$ 称为特征寿命，卫星工作到特征寿命时大约有 63.2%失效。

4.3.5.2 卫星可靠性指标论证

在以往的卫星任务论证中，往往只确定卫星的目的和用途，所要求的功能和技术指标，工作条件和环境条件，而忽略了对可靠性指标的要求。现在对可靠性已比较重视，又往往将可靠性指标提得很高。在卫星研制过程中不进行可靠性控制不行，没有定量指标的控制也不行。具体的做法为

首先进行卫星的可靠性预测；

当用户或卫星总体设计论证中，提出了可靠性的指标（数值）时，总体可靠性论证进行卫星可靠性预测。预测从以下几方面进行。

第一，卫星总体方案中技术的继承性的程度，如果在技术继承的方面比较明确，则继承性部分的可靠性数据，可以作为卫星可靠性指标预测的子样。

第二，卫星总体方案中关键技术上所占的比例。一般新型号的研制，关键技术所占比例，这是影响可靠性指标的关键部分。

第三，卫星总体方案中沿用已有技术的基础上进行适当的改进，它可以在原有可靠性基础上，适当确定。

第四，卫星总体设计方案中，卫星工作时的串联、串并结合的具体情况的分析。冗余设计的程度。

根据以上几种情况，进行全面综合。对卫星的可靠性进行预测，可靠性预测的方法，因研制阶段的不同而不同。卫星在方案初期可行性论证和设计时，对卫星各分系统研制所采用的元器件还毫无所知，这时的预测还是很粗略的估计。在卫星的初样、正样设计时，都应做一次重新的预测，以期到卫星发射时有一个可靠性的准确值。

4.3.5.3 可靠性的指标分配

可靠性指标是在可靠性预测的基础上进行，把预测的卫星可靠性指标，从卫星系统分配到卫星各分系统。从卫星分系统到设备，再到元器件。从而保证卫星系统可靠性指标的最后实现。

卫星是个复杂的系统工作，一般说来，系统中的不同分系统、不同的整机、不同的元器件的现实可靠性水平是很不相同的。要提高其可靠性，技术难易程度、所用人力物力也是很不相同的，作为一个卫星系统，又要求相对地平衡，局部可靠性很高是没有意义的。而着重改善薄弱环节则见效最大，但往往是薄弱环节的难度很大、很复杂，要改善可靠性所需代价也最大、最费时间。因此，可靠性指标的分配要综合权衡。要达到可靠性指标要求，可以根据卫星工作时的状态，划分几个阶段则更好。例如同步轨道自旋稳定通信卫星的可靠性就可以分为卫星与运载火箭分离可靠性，卫星起旋可靠性、远地点发动机点火可靠性、入轨可靠性、定点可靠性和整个寿命期间内的通信可靠性等。返回式卫星可以分成卫星和运载火箭分离可靠性、抛罩可靠性、供电母线接通可靠性、指令控制可靠性、姿态控制调姿可靠性、返回舱和仪器舱分离可靠性，返回舱起旋、制动发动机点火、消旋等可靠性以及软着陆（降落伞）工作可靠性等。

4.3.6 卫星着陆速度参数

着陆速度参数，从字面已清楚表明，只有回收型卫星将观测的资料（胶片）返回地而才有这种性能参数的要求。确定着陆速度的宗旨是确保观测资料在着陆时完好无损，而速度的大小和回收着陆的要求有关。有的被回收的有效载荷，只要不损即可。而有的被回收的有效载荷，如微生物等类约有生命科学研究价值的有效载荷，要求冲击过载值很严，也就是着陆速度相当小。如美国阿波罗载人登月计划，11 号指挥舱完成首次登月飞行任务后着陆时，美国公民对阿波罗指挥舱的每一磅重量返回地球时都支付了约四十万美元，其它类型的可回收的航天器的成本也不会过低。因此，安全回收是返回式航天器的主要技术要求之一，必须有一个合适的着陆速度，都不能因着陆速度的不妥，造成不安全。卫星从轨道上返回，从质心弹道计算结果，如果没有低空减速的措施，仅从气动外形设计上，使它在高空就能开始减速，这种情况的卫星返回的着陆速度约为每秒 200 m 以上。若按这样大的着陆速度着陆，回收部分的各种有效载荷，恐怕将完全损坏。因此对回收型对地观测卫星，它设置了降落伞软着陆系统，在卫星返回至地面 10 km 左右，打开降落伞，使回收体以软着陆的形式着陆。对没有生命的回收有效载荷，着陆速度一般不超过每秒 14 m 左右，再加上回收体结构上采取一定的减振措施，可以达到安全无损的回收。

从工程设计上，可以简单地估计一下着陆速度的大小，用近似的工程计算方法，可以

对软着陆的设计提出相应的要求。回收舱和降落伞作垂直下降时的运动受力为：

回收舱为

$$D_1 = \frac{1}{2}\rho V^2 C_1 S_1 \tag{4-20}$$

伞系为

$$D_2 = \frac{1}{2}\rho V^2 C_2 S_2 \tag{4-21}$$

式中： D_1 ——回收舱阻力；

D_2 ——伞的阻力；

C_1 ——回收舱的阻力系数；

C_2 ——降落伞的阻力系数；

S_1 ——回收舱的参考面积；

S_2 ——降落伞的参考面积；

$\frac{1}{2}\rho V^2$ ——速度头（速压）。

当回收舱和降落伞一起运动，其总阻力和总的重量相等时，则回收舱乘降落伞作稳定下降，此时的稳定下降的速度可视作一种近视的着陆速度。

$$D_1 + D_2 = G_1 + G_2 \tag{4-22}$$

式中：G_1——回收舱重量；

G_2——降落伞的重量。

$$D = D_1 + D_2 = \frac{1}{2}\rho V_{cn}^2 (C_1 S_1 + C_2 S_2)$$

当 $D = G_1 + G_2 = G$， 则得到

$$V_{cn} = \sqrt{\frac{2G}{\rho(C_1 S_1 + C_2 S_2)}} \tag{4-23}$$

一般对于对地观测的返回式卫星的着陆速度约为 12～14 m/s，对于有生命的有效载荷，要求着陆速度适当低一些，以使生命体不因冲击作用而造成死亡或受伤。

4.4 有效载荷性能参数选择

不同类型的应用卫星，它的有效载荷的类型不同，其有效载荷的参数也截然不同。卫星的有效载荷的性能参数，是代表了卫星总体性能参数的主要方而。这里仅对通信卫星和对地观测卫星有效载荷的性能参数的选择，作一简单的介绍。

4.4.1 对地观测卫星有效载荷性能参数

对地观测卫星的有效载荷主要指遥感器。它的主要参数是遥感器的波长谱段的选择，遥感器的摄影分辨率以及有效载荷的图像信息的传输等参数。

4.4.1.1 遥感器谱段的选择

根据遥感器的特性和任务要求，从下列波谱中选择相应的波谱，作为遥感器的设计依

据。

0.3～0.4 μm，谱段特性、摄影紫外，穿透大气层。可以适用于胶片和光电探测器，但大气散射比较严重。

0.4～0.7 μm，它适用于胶片和光电探测器，包括在 0.5 μ 附近的地球反射比峰值。

0.7～300 μm，与物质的相互作用随波长而变，各大气传输窗口被吸收谱段所隔开。

0.7～3 μm，这是初次反射的太阳辐射，不包括有关热辐射的性质。0.7～0.9 μm 的辐射，可以用胶片检测，称为摄影红外辐射。

3～5 μm，8～14 μm，这些波谱是热区中的主要窗口。用这些波谱成像，需要用光学机械扫描器，而不是用胶片。

从上述各波谱特性的适用范围，红外波段的短波部分和紫外波段的长波部分的辐射，可以用摄影胶片检测出，把这部分波长包括在可见波长范围内，可以称之为摄影遥感谱区。对地观测卫星的遥感器，主要是利用这种摄影遥感谱区的特性，进行遥感器的设计。

4.4.1.2 摄影分辨率

遥感系统的摄影分辨率是对地观测卫星获取地面分辨率性能的重要设计参数。对卫星判读人员来说，地面分辨率是卫星摄影质量的主要标志之一，是卫星像片上分辨地面形迹（目标）的能力。在遥感领域里分辨率是区别开一幅图像中两个挨在一起的物体的能力，也可以说是一幅图像上显示出有差别，并能加以分开的两个物体间的最小距离，超过分辨率限度的紧挨在一起的各个物体在图像上表现为一个单一的目标。从工程上采用三线测试靶标，在有三线测试的影像的像片上，能连续数清的线条数的最小线对宽度的倒数，即为摄影分辨率的数值。卫星在摄影中分辨率分成纵向（垂直于卫星飞行方向）的分辨率和横向（平行于卫星飞行方向）的分辨率，两者的几何中数，称为卫星摄影分辨率 R_t（线对/毫米）。在卫星总体设计中，往往采用经验公式，求得遥感器（相机）的摄影分辨率。具体步骤为遥感器首先在实验室的进行静态和动态摄影，获得静态和动态的摄影分辨率，然后考虑到像移，景物对比和摄影环境等因素的影响，得到卫星摄影时最终的摄影分辨率。

相机的静态分辨率，可按下而的经验公式（倒数律）计算

$$\frac{1}{R_0}=\frac{1}{R_t}+\frac{1}{R_f} \tag{4-24}$$

式中：R_0——相机的静态分辨率，LP/mm；

R_t——光学系统的目视分辨率，LP/mm；

R_f——胶片的分辨率，LP/mm；

有时相机的静态分辨率也可按下面的经验公式（倒数平方律）计算

$$\frac{1}{R_0^2}=\frac{1}{R_t^2}+\frac{1}{R_f^2} \tag{4-25}$$

当光学系统的分辨率 R_t 接近理论值时，实测的结果要比按（倒数律）公式计算的高，比按（倒散平方律）公式计算要低一些，介于两者之间。

相机的动态分辨率，它是指相机在摄影过程中的分辨率，通常用倒散平方律公式计算，即

$$\frac{1}{R}=\frac{1}{R_0^2}+\frac{1}{R_m^2}+\frac{1}{R_V^2} \tag{4-26}$$

式中：R ——相机的动态分辨率，LP/mm；

R_m ——剩余像移量换算的分辨率，LP/mm；

R_V ——相机自身和外界因素引起像模糊所决定的分辨率，LP/mm。

卫星在轨道上对地摄影时，还有大气和环境（星上温度和气压）等因素对摄影分辨率的影响。因此卫星在轨摄影时最终摄影分辨率为

$$R_s = R - \Delta R_c - \Delta R_{PT} \tag{4-27}$$

式中：R_s ——卫星摄影分辨率，LP/mm；

ΔR_C——景物对比下降（大气）使分辨率减小的值，LP/mm；

ΔR_{PT} 卫星环境条件变化降低的分辨率，LP/mm；

根据卫星摄影分辨率以及相机的焦距和卫星摄影的高度，就可以获得卫星对地观测所要求的地面分辨率的卫星总体性能参数。可参见公式（4-5）计算。

4.4.1.3 数据速率

对于传输型的对地观测卫星，它观测的信息是通过数传信道传送到地面接收站。其数据信息量，随对地观测卫星高度的降低和地面分辨率的提高而增加。信息量的增加，使传送信息的数据率增加。因此，在确定传输型的对地观测卫星性能时，必须确定可能传输的速率。如果速率过大，必须采取相应的措施，如通过卫星上的数摄压缩技术，将降低到可传输的数据率。信息量过大，也涉及到星上的信息储存。当然对地观测卫星，性能愈好，其信息量也愈大，因此，随着对地观测卫星技术的发展，伴随着信息的储存技术，数据压缩技术和信息数据传输技术的发展。以 CCD 作为对地观测的遥感器，它的数据率可以由下式表示：

$$R_b = \frac{N_e \times n}{t_i \times \eta} \times 10^{-3} \tag{4-28}$$

式中：N_e ——每一扫描线的 CCD 的总像元数；

n —— 每一像元编码比特数；

t_i —— CCD 积分时间，亦即行周期；

η ——扫描效率。

对于 CCD 器件做成的 CCD 相机，有线阵 CCD 相机，时间延迟积分电路（TD_I）的线阵 CCD 相机，有面阵凝视成像技术的 CCD 相机。目前 CCD 向着提高密度，即缩小单元尺寸和提高读出速度方面发展。N_e 每一扫描线的 CCD 的总像元数，它和相机采用的 CCD 器件的单元尺寸和单片密度以及为获得对地观测有足够的宽度而采用的拼接技术有关。如美国 CCD_{181}器件、单元尺寸为 10 μm×10 μm，单片密度为 2592。如果采用四拼接技术，则 CCD_{181}的器件组成的相机的像元数列阵数为 $N_e = 2592 \times 4 = 10368$ 元。

每像元编码比特数，它是根据地面分辨率的要求，对地观测后得到的景物，经译码恢复的图像与原始图像之间的差异不易察觉，并根据卫星的数传速率的能力综合确定。

CCD 相机的积分时间，即行周期，可按下式计算得到：

$$t_1 = S/V_g \tag{4-29}$$

式中：S ——地面像元分辨率，m；

V_g ——卫星地面星下点速度，km/s。

从关系式中可以看出CCD相机的积分时间和要求的地面像元分辨率、卫星地面星下点速度有关。地面像元分辨率高，则积分时间短，卫星摄影高度低，则积分时间也要求短。

卫星地面星下点速度按下式公式可以得到

$$V_g = \sqrt{V_s^2 + V_E^2 - 2V_s \cos i \cos\varphi} \tag{4-30}$$

式中：V_s ——卫星速度；

V_E ——地球在赤道上的线速度；

i ——卫星轨道倾角；

φ ——地理纬度。

从航天技术的发展，在总体设计中，应发展采用图像压缩技术，以降低数传速度，这是提高对地观测卫星性能，即观测的信息量的增大、获得清晰的图像的必经之路。

4.4.2 通信卫星的通信分系统的参数选择

通信分系统是通信卫星的有效载荷。已知的通信形式有主动式转发、被动式转发和准被动式转发。

主动式转发可以是实时的（含电波的通过时间）和延时的（在卫星上进行信号存储）。从A、B两点能够同时看到卫星时，可采用实时通信方式，若从两个通信的点上不能同时看到卫星时，则采用延时通信方式。从目前通信卫星的发展，都采用了主动式转发的通信卫星。

4.4.2.1 通信卫星频率的选择

除了地理环境和人口分布这一特殊的条件外，频率的选择和频谱的最佳化问题就成了通信卫星中至关重要的问题。各个国家的具体条件不同，现代化的工业国和不发达国家，发达国家中地理环境和人口分布差别很大。如日本的国土面积非常小，只有美国的加利福利尼亚州那么大，也不像美国人口聚集在两个择岸和繁华地区的周围，日本50%的人口聚集在东京和大阪之间，方圆500 km范围内。因此通信卫星频率的选择，要结合各个国家的具体条件和国际电联分配的无线电频率范围统一考虑。在选择频率时要考虑两个问题，即可以利用的带宽和来自国内固定业务的微波干扰。

目前，广泛用于通信卫星，又是国际电联所规定的卫星固定业务频段有：上行为6 GHz、下行为4 GHz的C波段，上行为14 GHz、下行为12 GHz的Ku波段和上行为30 GHz、下行为20 GHz的Ka波段等。这三个频段中又以6/4GHz波段使用的年代最长，技术上最成熟，工作在这个波段的通信卫星最多，因面也是一个最拥挤的一个频段。

早期分配给C波段卫星通信业务的上行为5.725～6.425 GHz、700 MHz带宽，下行为3.4～4.2 GHz、800 MHz带宽。国际电联在1979年大会上对卫星面定业务又增加了扩展带，下行为5.425～7.075 GHz、下行为4.5～4.8 GHz。因此C波段卫星固定业务的5.725～7.075 GHz共1350 MHz，总下行为3.4～4.2和4.2～4.8 GHz共1100 MHz可以利用。但实际上，各国的商业卫星固定业务全部集中在5.925～6.425/3.7～4.2 GHz的上下行500 MHz的频段内。

Ku频段（14/12 GHz），具有中等带，它能容纳目前大部分通信容量，并且有一定的发

展潜力。目前通信频段已发展到 Ka 频段（30/20 GHz）被用来作通信频段。它拥有 3.5 GHz 可利用的带宽（1.5 GHz 带宽用于卫星）。开发 Ka 频段能够满足现代化通信的需要。但 Ka 频段雨衰问题要比 Ku 大得多。因此像美国不太愿意发展 Ka 频段，而日本在研究 Ka 频段的雨衰问题进行了大量的工作。因此，在通信卫星总体方案论证时，根据通信业务的要求和本国的航天技术的水平，首要的任务之一就是要确定所研制的通信卫星的频段，并在国际电联中登记使用。

4.4.2.2 卫星转发器的主要性能参数

转发器是通信卫星通信分系统的一个主要设备，它的性能，在某种程度上反映出通信卫星的总体性能。转发器和通信质量的要求，通信业务的种类、通信方式与通信线路结构、地球站天线直径及硬件设备与组成等有密切的关系。

转发器的设计根据通信卫星总体设计中选用的频率，它的性能表现在以下几点：

1. 等效全向辐射功率（EIRP）

为了使地球站用尽可能小的天线口径工作，输出下行要求卫星通信分系统的等效全向辐射功率大。

等效全向辐射功率的含义是：它等于发射机的输出功率除以馈线损耗，乘以天线增益，以 dB 数表示：即

$$\mathrm{EIRP} = P_t - L_a + G_t \tag{4-31}$$

式中：P_t ——发射机输出功率；

L_a ——馈线损耗；

G_t ——天线增益。

发射机输出功率 P_t 为

$$P_t = \frac{(4\pi)^2 (C/N)_i R^2 k T_e B_i L_{\sum} M}{G_t G_r \lambda^2} \tag{4-32}$$

式中：$(C/N)_i$＝接收机检波前的信号噪声功率比；

G_t ——发射天线增益；

G_r ——接收天线增益；

R ——作用距离；

λ ——工作波长；

k ——玻耳兹曼常量，1.38×10^{-23} (W·s/℃)；

T_e ——接收机输入端总等效噪声温度；

B_i ——接收机射频带宽；

$L_{\sum}$ ——传输通道中的总损耗。

M（倍数） ——功率备余量

2. 天线增益 G

天线增益含义为方向性天线在最大辐射方向所辐射的功率与一理想的全向性天线在同一方向辐射的功率之比即为增益。理想的全向性天线 $G=1$（0 dB），其它各种类型的天线，增益 G 最高可达到大于 10 dB。

4.4.2.3 灵敏度参数

灵敏度参数，又称性能指数，用 G/T 表示。灵敏度参数涉及转发器的噪声，特别是接收机的噪声性能。卫星接收机的噪声特性的考虑不同于地面接收机。在地面朝向卫星方向，天线接收到的宇宙背景噪声只有 4 K 左右，即使考虑了大气和地面通过天线旁瓣进入的噪声也不过是几十度。因此设计上采用降低接收机的噪声温度至几十度是有重要作用。而卫星朝向地球，背景噪声温度为 290 K 左右，把星上接收机的噪声温度降到 100 K 以下，也无实际意义。但 G/T 值不能太差，也就是说星上接收机噪声性能不能太差，否则上行线路载噪比性能变坏。在 C 频段星上接收机的噪声性能在 3～4 dB 左右，并应尽量缩短输入馈线的长度和有关部件插入损耗，以提高系统的 G/T 值。

4.4.2.4 输入饱和通量密度

输入饱和通量密度决定了转发器的总增益。如果星上饱和输入通量密度取得较高，转发器的总增益可以降低，对转发器的稳定性有利。这样做就是意味着上线的 EIRP 值的提高，天线直径变大或发射功率增高。反之，如果星上饱和通量密度较低，转发器的总增益就要提高，导致稳定性的降低。处理不好也容易出现自激。因此要全面综合性的考虑。对通信卫星总增益在 100～110 dB 左右较为适宜。

4.4.2.5 通信线路参数

在使用全向天线的情况下，从卫星转发的信号能够被位于地球表面 γ 角范围内的任意点所接收。如图 4-2 所示。

地球表面上被卫星覆盖的区域电弧段 AB＝b 所决定。考虑到卫星天线至相对于地平线的最小仰角，当卫星高度 h 很高时，如从图 4-2 可见覆盖区域是能够得到的。

$$r = 2\ \arcsin \frac{R_e}{R_e + h}$$

$$d_1 = d_2 = \sqrt{h(2R_e + h)}$$

$$\alpha = 180^\circ - \gamma$$

$$b = \frac{\alpha}{180^\circ} \pi R_e \qquad (4\text{-}33)$$

式中 R_e——地球平均半径。

为了决定参数 r，b 和 d，画出曲线图如下（图 4-3）：

在给定的区域边界的各点上可以计算出卫星电波在给定区域的可见时间，假如满足条件∠CAO≥90°＋δ_{min}时，则从观测点之间的距离为

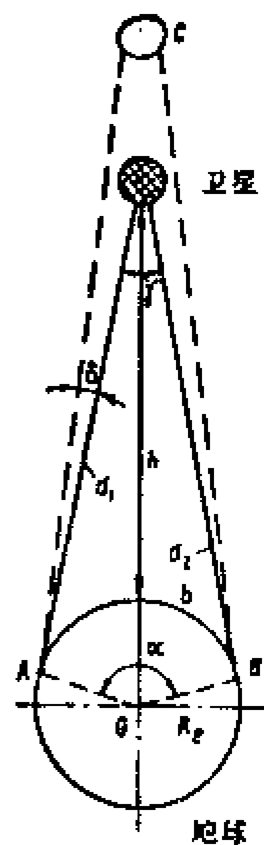
$$d_{max} = \sqrt{r^2 - R_e^2\cos^2\delta_{min}} - R_e\sin\delta_{min} \qquad (4\text{-}34)$$

式中，r——卫星的地心矢量半径（$r=R_e+h$）。

若满足条件 $d \leqslant d_{max}$，则从观测点 A 处在任何时间都可以看到卫星。

4.4.2.6 通信卫星的通信容量估算

通信卫星设计的另一个指标，即通信容量。对于通信容量进行估算也是必要的。在进



b——覆盖区；d_1，d_2——通信距离；R_e——地球半径；δ——天线仰角

图 4-2　决定人造地球卫星的可见区域

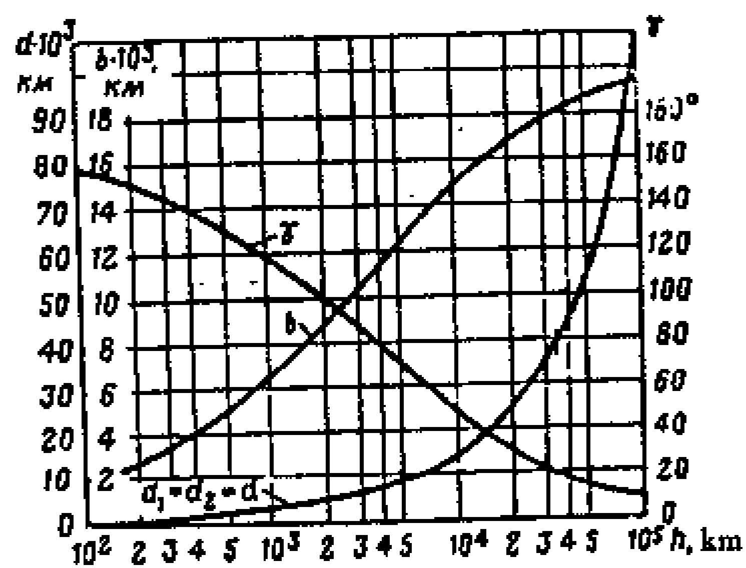


图 4-3　通信线路参数（γ，b，d）随轨道高度 h 的变化曲线

行估算时，首先就需要了解转发器的最佳工作点。在各载波通信时所引入的噪声有三部分组成，即上行线路载波功率对噪声温度的比$(C/T)_u$，下行线路载波功率对噪声温度的比$(C/T)_d$，总载波功率对噪声温度的比$(C/T)_i$。总载波功率对噪声温度的比和这三部分存在下列关系。

$$\frac{1}{(\frac{C}{T})_t} = \frac{1}{(\frac{C}{T})_u} + \frac{1}{(\frac{C}{T})_d} + \frac{1}{(\frac{C}{T})_I} \tag{4-35}$$

上行线路噪声，主要取决于转发器的上行线路载波功率对噪声温度的比。下行线路噪声，主要取决于地面站的载波功率对噪声温度的比。交调噪声则决定于转发器的行波管的工作点。

上行线路载波功率对噪声温度的比为：

$$(\frac{C}{T})_u = W_B + (G/T)_B - 10\log\frac{4\pi}{\lambda^2} - B_{oi} \tag{4-36}$$

式中：W_B ——卫星接收天线输入端功率通量，dB（W/m²）；

$(G/T)_B$ ——卫星接收机灵敏度系数，dB/K；

$10\log 4\pi/\lambda^2$ ——一平方米卫星接收天线增益，dB；

B_{oi} ——转发器输入补偿，dB；

$$(C/T)_d = (\mathrm{EIRP})_B - L_{dt} + (G/T)_e - Bo_0$$

式中：$(\mathrm{EIRP})_B$ ——等效全向辐射功率，dBW；

L_{dt} ——下行传输总损耗，dB

$(G/T)_e$ ——地球站接收机灵敏度系数；

Bo_0 ——转发器输出补偿。

$$(C/T)_i = (Cm/N_o)_{im} - 228.6$$

式中：$(Cm/N_o)_{im}$——总的载波功率对高调噪声密度的比，dB（W/KT）。

按不同的转发器的输入补偿，分别计算出$(C/T)_u$、$(C/T)_d$、$(C/T)_i$，最后计算出总载波功率对噪声温度的比，W/K；取$(C/T)_t$最大时的输入补偿Bo_i值，即为最佳工作点。

通信容量计算

从带宽考虑卫星通信容量的计算（一种方法）

设卫星系统容量用C_b表示，C_b可以由下式计算

$$C_b = [B_t/2(f_r \cdot g \cdot l + f_m] \cdot N \cdot N_r \tag{4-37}$$

式中：N ——所研究载波携带话路的数量；

N_r ——卫星转发器数量；

B_t ——一个转发器的总带宽，Hm；

f_r ——测试音频偏；Hz；

g ——峰值系数的真值；

$g=10^{G/20}$ （G为天线增益）

f_m ——基带最高频率，Hz；

l ——多路电话信号负载电平，dB；

$l=10^{l/20}$

L ——多路电话信号负载电平，dB。

$L=-1+4\log N \quad (12<N<240)$

$$L=-15+10\lg N \qquad (N>240)$$

通信容量也可以从 C/T 值考虑计算，这里不讲了。选出计算小的一个代表通信容量。

参考文献

[1] СОЛЮДАВ А В. 等著．宇航技术工程手册. 闵桂荣等译．北京科学出版社，1982.

[2] 陈芳允主编．卫星测量手册．北京：89750 部队，1976.

第5章 构形设计

5.1 概述

空间飞行器构形设计是对飞行器的外形、结构型式、总体布局、仪器舱布局、模块化设计、质量特性以及与运载器和地面机械设备接口关系等进行设计和技术协调的过程。空间飞行器构形设计又称空间飞行器总体结构设计。空间飞行器构形设计是空间飞行器总体设计的重要内容之一，涉及面广、技术复杂、难度大。飞行器构形设计是否合理，不仅影响有效载荷比，而且直接影响空间飞行器的性能参数和费用。

空间飞行器结构承担安装飞行器诸系统、设施的位置、容积和有效载荷，连接各舱段，满足所有分系统的功能要求，提供坚固的支撑，保持所有分系统在全部飞行任务阶段的完整性。

空间飞行器构形设计和研究的分析基础是系统评定、动态响应、整体分析和最优化特性确定的方法。现代大型空间飞行器由于地球基地试验受限制（例如重力影响、尺寸限制、空气阻尼等），大型空间飞行器结构动态特性的分析预测将更大量地依靠一般的航天器。相互连接的空间飞行器构形的非线性动态响应和稳定动态响应分析要求精确的、有效的和可靠的方法。这些构形包括大型空间飞行器密封舱外壳、多桁架结构、柔性杆系、隔板和其它的附属设备等。诸方法必须考虑虽有控制系统，但这些组件由于转向、对接、旋转和运动机构、阻力和推力等会出现外界扰动的相互影响的动态特性问题。空间飞行器外形和结构部件因固有阻尼低，多半有很低的频率。为了预防由于外部载荷和控制力引起过大的结构响应，必须研究可靠的技术，把主动阻尼和被动阻尼引入这些结构，但以不影响结构性能和完整性为前提。

空间飞行器构形设计的综合和分析，包括热分析和控制分析需要利用综合分析和最优化技术。利用这种方法，完整的空间飞行器构形和有关的分系统被认为是综合系统，并能进行各式各样的综合评定。这种工作需要有数据库工程数据系统。

空间飞行器结构材料的关键是采用先进的树脂复合材料和在轨道环境里改善性能的热—机性能。为了预测结构材料在太空运行寿命期间性质的变化，它们需要进行定量除气、结构、尺寸和热特性试验，并研究分析模型。复合材料亦需经受模拟的微流星和人造碎片的环境试验，研究结构抗超速度的影响，以确定最佳穿透阻力。此外，箱体和密封舱外壳亦作此试验，以确定经得住二次碎片冲击所需要的厚度。

构形设计没有固定的程式和秘诀，它是一个创造性的过程，需要完成一系列设计图纸、计算、表格和技术说明。空间飞行器的构形设计需要满足各种飞行任务要求、约束条件和飞行器上诸系统设备与结构的接口关系，并达到一定的性能指标。空间飞行器构形设计师应充分了解这些影响设计的因素，在此基础上构思各种构形设计方案。从绘制草图发展到立体外观图、总体布局图、内部布局图和分系统安装图，进行一系列协调、分析和计算，在多方案比较的基础上形成满足各种飞行任务要求、约束条件和接口关系的最佳方案。这种

方案可能是几个方案中的一个方案，也可能是集中几个方案的优点形成一个新的方案。空间飞行器构形设计是一个逐步近似的过程，随着研制阶段的深入发展，产品的研制逐步完善起来。一个好的构形设计师不仅要精通机械设计、材料、工艺等方面的知识，还应熟悉航天器设计，航天器工程方面的多学科、多项工程系统方面的知识，这样才能从整体观念、全局观念完成技术完善、性能先进和布局合理的构形设计。

5.2 空间飞行器构形设计的一般原则

空间飞行器构形设计与其他复杂的大型系统工程设计一样，需要满足任务要求，各种约束条件，并达到优良的性能指标。构形设计是一个逐步近似的过程，随着不同研制阶段的发展，综合分析、循序渐近、逐步深入、逐步完善。空间飞行器构形设计的一般原则有：

1. 空间飞行器构形设计必须满足飞行任务要求，包括飞行器有关分系统的视场、飞行方式、指向、推力向量、质量、有效载荷容积以及其他的特殊要求；

2. 空间飞行器构形设计必须保证所有分系统的功能要求，提供坚固的支撑，保持所有分系统在全部飞行任务阶段的完整性；

3. 空间飞行器构形设计必须和运载器（运载火箭或航天飞机）的运载能力、整流罩（或货舱）的有效容积，纵横向基频、力学环境条件、机械接口、电气接口等协调一致；

4. 空间飞行器构形设计必须满足各分系统、仪器设备的总体布局和内部布局要求，并考虑各分系统对构形设计的特殊要求；

5. 空间飞行器构形设计采用模块化设计，即各舱段、各分系统、仪器设备、组件等若干个模块单元组合成一个整体；

6. 空间飞行器构形设计必须考虑电磁兼容性和防静电放电(EMC/ESD)以及最大限度减少剩磁力矩的要求；

7. 空间飞行器结构、有效载荷、太阳电池阵、热辐射器等有增长能力；

8. 空间飞行器的构形设计应能保证整个飞行器结构具有合理的强度和刚度，承受试验、运输、支撑、起吊、发射等各种载荷的作用，安全可靠；

9. 空间飞行器平台构形设计必须使结构合理，质量轻，操作方便，工艺简单；

10. 空间飞行器构形设计必须考虑空间飞行环境的影响。

5.3 空间飞行器构形设计过程

在空间飞行器型号研制过程中，构形设计是一个复杂的过程。它不仅涉及到飞行任务要求，所有分系统及其设备要求、约束条件、环境影响、各种接口关系；而且在各个研制阶段中涉及的问题很多，大到方案性问题，小到具体技术细节，需要反复协调的工作量最大。构形设计工作贯穿各个研制阶段的全过程。

构形设计在空间飞行器总体设计工作中，特别是在可行性方案论证阶段和方案设计阶段起龙头作用。它要把空间飞行器各部分组合成一个有机的整体，才能完成飞行目标任务。这些工作开始最早，结束最晚，一直到空间飞行器飞离地面才算完成任务。

构形设计是一个逐步近似的过程。当构形设计人员开始工作时，他们需要各分系统提供的设计要求往往赶不上进度要求，内容不够全面或数据不够准确，达不到构形设计的要求，这种情况在新型号研制中尤为突出，需要反复协商，随着研制工作的开展，逐步深人，逐步细化，逐步逼近。因此，在构形设计有初期阶段（包括方案设计阶段）留有较大的设计余量。方案设计阶段结束后将不允许出现方案性的反复，至于设计参数的小量变化，部分设备的位置移动，分系统和设备质量的少量增减则属于通过正常的协调应与解决的问题。

构形设计是一个创造性的过程。世界上已经发射成功的几千颗空间飞行器几乎没有一颗的构形是完全相同的（用于组网的导航卫星、通信卫星和执行相同任务的后继星除外），这就告诉我们构形设计没有固定的程式和秘诀。一个成功的空间飞行器构形设计受诸多因素影响，例如构形设计师们的设计经验，他们掌握多学科技术知识的程度及其综合分析能力；分系统及其设备的设计水平和其协调配合情况；结构材料的选择及其性能生产、加工、组装工艺水平等。

构形设计需要满足飞行任务要求、分系统及其设备的设计要求，各种约束条件要求，并达到空间飞行器总体设计规定的技术性能指标。在本节中我们将叙述空间飞行器构形设计的一般过程。

1. 飞行任务要求对空间飞行器构形设计的影响很大，所以空间飞行器的构形设计首先要充分了解飞行任务要求是什么？是对地观测、通信广播、空间物理和天文观测、技术试验和开发以及军事试验和应用等单一任务，还是多用途综合性任务？有效载荷的种类、规模、数量等。飞行任务要求应包括视场、指向、质量、容积、功耗以及飞行方式和能控性要求。

2. 初步掌握空间飞行器上有效载荷和所有分系统对构形设计的要求，包括全部设备和模块的数量、容积、外形尺寸、质量、质心位置、功耗大小、安装位置和安装精度要求，视场和指向要求，工作环境温度要求，承受飞行载荷的能力，防污染，防辐射，防电磁干扰要求，运动部件的空间容积要求以及分系统内部连接要求等。这些条件和要求是开展构形设计必须具备的。构形设计师不仅要深入了解这些条件和要求，去掉那些不合理和不切实际的要求，有权向分系统研制单位提出反要求，经过反复协调，折衷取得一致意见，由分系统提出书面条件和设计要求，这些条件和要求是初步的，便于各自开展工作。随着研制工作深入发展，允许条件和要求变动，需要再协调以求得问题得到解决，这种协调可能需要进行多次。一旦方案论证阶段结束，总体设计部门向分系统提出研制任务书和构形设计与分系统的接口关系，虽然今后局部性的变化需要协调解决仍是不可避免的，但将不允许出现引起空间飞行器方案性的变化。

3. 透彻了解空间飞行器构形设计的各种约束条件，一般情况下各种约束条件是必须要满足的。例如，采用航天飞机发射，航天飞机货舱对空间飞行器的外形尺寸、质心位置、连接方式的限制以及航天飞机的运载能力等都是最基本的约束条件。采用运载火情发射，同样运载火情整流罩对空间飞行器的外形尺寸、质心位置、飞行器基频、联接方式的限制以及运载火箭的运载能力等也是最基本的约束条件。

目前美国航天飞机货舱可用最大外径 4.57 m，但由于空间飞行器与航天飞机之间在动力飞行段会产生相对运动，因此，它们之间要留出一定的间隙，航天飞机货舱实际最大可用外径一般为 4.42 m。运载火箭整流罩和空间飞行器在动力飞行段同样会产生相对运动，

也留有一定的间隙。

航天飞机或运载火箭动力飞行中的载荷环境是空间飞行器构形设计的一项重要依据，必须保证空间飞行器在发射过程中和入轨以后所有分系统及其设备正常工作。

空间飞行器的外形尺寸还受到运输条件限制，如公路运输受横跨公路的线路、管道、桥梁高度限制，铁路运输穿过随道有最大允许外径限制。对超大型空间飞行器从生产基地运往发射场可采用大型运输机驼驮式运输或现场组装。

此外，空间飞行器构形设计还受到其他许多因素的限制，例如软、硬件的应用，技术基础、工业水平以及成本的投资规模的限制等。

4. 充分考虑空间飞行器有效载荷和分系统的增长需要和实现可能增长的技术途径与措施。

5. 构形设计师们在充分了解和掌握空间飞行器的飞行任务要求，飞行器有效载荷和各分系统及其设备、模块的设计条件和设计要求，各种约束条件的基础上进行空间飞行器的构形设计方案构思，进行外形选择，划分舱段（一般分为有效载荷舱、公用舱和推进舱，特殊的还有对接机构），总体布局和内部布局。构形设计方案设想需要考虑多种方案并进行比较，分析其优缺点，最终形成的方案可能是几种方案中的一种方案，也可能是集中几种方案中的优点形成一种新的最佳方案。

图纸是构形设计的语言，绘图工作在构形设计中贯彻始终。最初由手绘空间飞行器的外形轮廓图进而发展到更细详的立体外观图，最后绘制出总体布局图、分舱设计图、各种内部布局图和分系统安装图。绘图工作对成功的设计方案不仅是必不可少的，而且在绘图工作中会暴露出许多新问题需要反复协调才能得到解决。在构形设计工作中，可以用三维计算机进行辅助设计，利用三维计算机辅助设计可以得到构形设计的三维立体图形，并可以得到不同剖面的立体剖视图。利用这些立体图形和内部剖视图可用于检查和评价总体布局和内部布局的可行性和实用性，并可大大缩短构形设计过程的周期。

6. 进行构形设计的设计综合和分析。所谓设计综合和分析是处理各分系统内部、各分系统以及不同专业之间相互关系的一种方法，利用这种方法可以使空间飞行器整个系统协调一致，作为一个有机的整体有效地发挥作用。相互关系分析研究系统之间以及各分系统与动力飞行环境和运行环境之间相互影响和作用。

设计综合和分析是构形设计中最困难的环节，不仅要满足飞行任务要求、分系统设计条件和设计要求、约束条件，而且要处理好机、电、热、力和电磁兼容性等接口关系，通过内部布局使整个空间飞行器剩磁力矩最小，这样在构形设计中才能得到一个好的设计方案。构形设计师应利用各种技术学科的知识对众多问题进行综合考虑和分析，这是非常重要的。

7. 结构形式选择和受力分析。有了总体布局和内部布局，如何按它们的要求把飞行器上各分系统及其设备连接成一个整体并能经受各种环境的考验，这就是结构形式选择和结构分系统的任务。

结构形式选择应遵循：满足总体布局和内部布局要求，主承力构件和次承力构件分开设计，受力构件传力路线合理；飞行器结构整体刚度好；结构生产工艺性好；总装工艺性好。

空间飞行器在运载器的动力飞行中要经受过载、振动、噪声和冲击等环境，结构设计

要综合考虑上述力学环境进行强度和刚度分析计算。在构形设计中主要考虑的力学环境是振动环境，实际试验也证明这个观点是正确的。

结构形式选择和受力分析是相辅相成的，没有结构形式就无法进行受力分析，没有受力分析，就不能较好地选择结构形式，就不能对结构强度、刚度和质量进行计算。

8. 空间飞行器构形设计过程中，在可行性方案论证阶段和方案设计阶段需要制作模型飞行器和模装飞行器。虽然三维计算机绘制的立体图和内部剖视图对构形设计有很大的帮助，但它还不能完全满足设计师们对飞行器总体布局和内部布局的直观感觉。模型飞行器要解决布局是否合理，避免碰撞问题。模装飞行器要解决电连接器和连接支架安装位置；电缆走向、长度选取和连接固定、管道走向、长度选取和连接固定，运动部件在运动空间里不会发生碰撞等。模型飞行器和模装飞行器结构部分均采用真实结构件，运动部件为可动作的样机，其他设备、电缆、管道等采用模拟件。

9. 构形设计需要通过设计试验。鉴定试验和验收试验，按照设计规范进行验证，以保证设计可行，产品合格。例如结构飞行器的设计试验不仅检验结构的静、动强度和刚度，而且检验飞行器上设备、电连接器和连接支架是否发生碰撞和共振。鉴定试验则是真实的飞行器产品在模拟的动力飞行环境（过载、冲击、振动和噪声）和轨道运行环境中，检验飞行器能否正常工作，并达到预计的设计性能和一定的工作寿命。鉴定试验条件要比动力飞行和轨道运行情况苛刻，为保证飞行器产品可靠运行留有一定的设计余量是必要的。验证试验条件是检验产品生产、组装和总装工程的一致性，通常不超过实际运行条件，这样就不会过多地影响上天产品的运行工作寿命。

10. 空间飞行器的构形设计在整个产品的研制过程中为保证产品达到预定的设计性能指标，需要经过一系列的评审、审查和批准阶段，它们主要是：飞行任务要求；计划要求和进度；分系统设计条件和设计要求；可行性论证阶段；方案设计阶段；技术设计阶段；正样阶段；产品验收；飞行前准备。

5.4 空间飞行器外形选择

空间飞行器的外形选择是一个复杂的过程，它涉及到各类飞行任务要求，飞行器上各分系统和专用设备的功能要求，飞行器上各单元、各结构块的排列组合等，没有单一的模式可以利用。许多因素是相互影响、相互制约的，往往改善一部分系统性能又给另一部分系统性能带来影响，甚至要付出很大的代价或不能接受。所以整个选择过程，总体构形设计师需要从全局观点出发运用系统工程原理，反复协调，反复进行综合和分析，提出多种可能的方案，再经过综合、分析、折衷、找出比较理想的外形方案。

空间飞行器某些比较重要的外形选择标准见表 5-1。不同的飞行器外形选择标准可以在其中取舍，它直接影响整个空间飞行器几何形状的布置，它涉及整个空间飞行器的控制能力、组装能力、与运载火箭、航天飞机、载人飞船等相容性、研制成本和有效载荷的适应性。

国内外曾经研制过的或正在研制的或曾经研究过的各类空间飞行器某些代表性的构形见图 5-1～图 5-10。

表 5-1　空间飞行器外形选择标准

1. 有效载荷任务
2. 方向灵活性
3. 各个发展阶段的控制能力
4. 良好的建造、驱动和增长能力
5. 足够的结构刚度和自然频率
6. 太阳电池阵视场因素和操作考虑
7. 热辐射器视场因素和操作考虑
8. 天线位置、视场因素和操作考虑
9. 控制系统敏感器位置、视场因素
10. 运载火箭、航天飞机、载人飞船的适应能力和操作能力
11. 研制成本和操作费用
12. 各发展阶段有效载荷和内外部操作调节
13. 各项任务和内外部活动范围
14. 推进器的安装位置和方向
15. 公共界面简单、易于连接
16. 各组合舱段本身以及空间运输系统的公共连接
17. 容易实现在轨技术服务
18. 最佳技术选择

从这些众多的构形方案中可以看出，空间飞行器构形设计没有固定的模式，需要构形设计师们在充分了解飞行任务要求、系统特性、约束条件的基础上去创造。但我们从这些构形方案中可以归纳出下列几点：

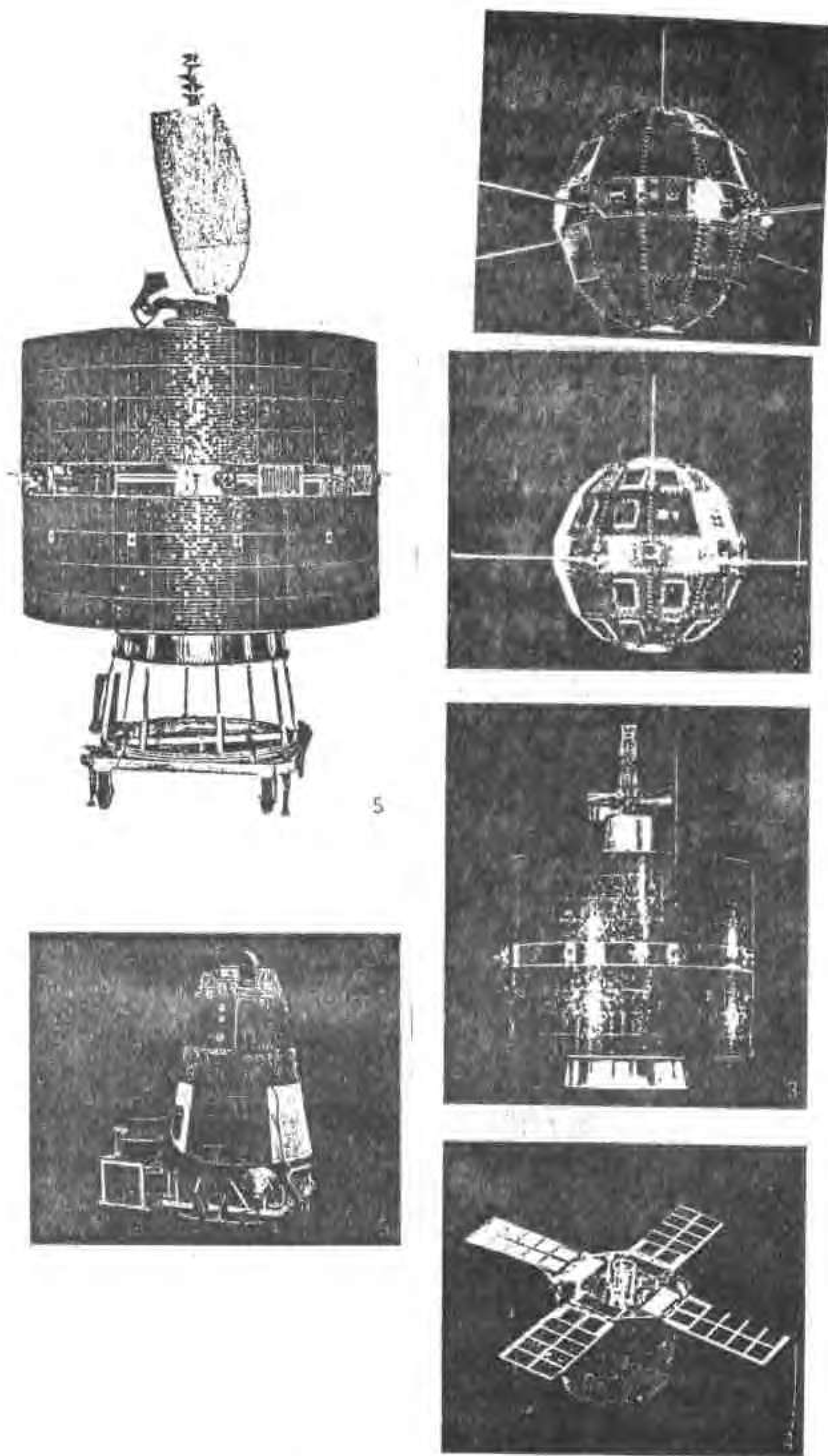
1. 无人空间飞行器本体构形均采用桁架式结构或承力筒式结构。返回型卫星采用钝头锥筒体式结构。载人空间飞行器的工作舱、生活舱均采用筒体式密封舱结构。

2. 用于对地观测任务的大型空间飞行器均采用三轴稳定，多装有跟踪和数据中继卫星天线；用于材料科学研究和加工，药物生产的空间平台可采用三轴稳定或重力梯度稳定；用于天文观测和太阳观测的飞行器采用惯性定向模式。

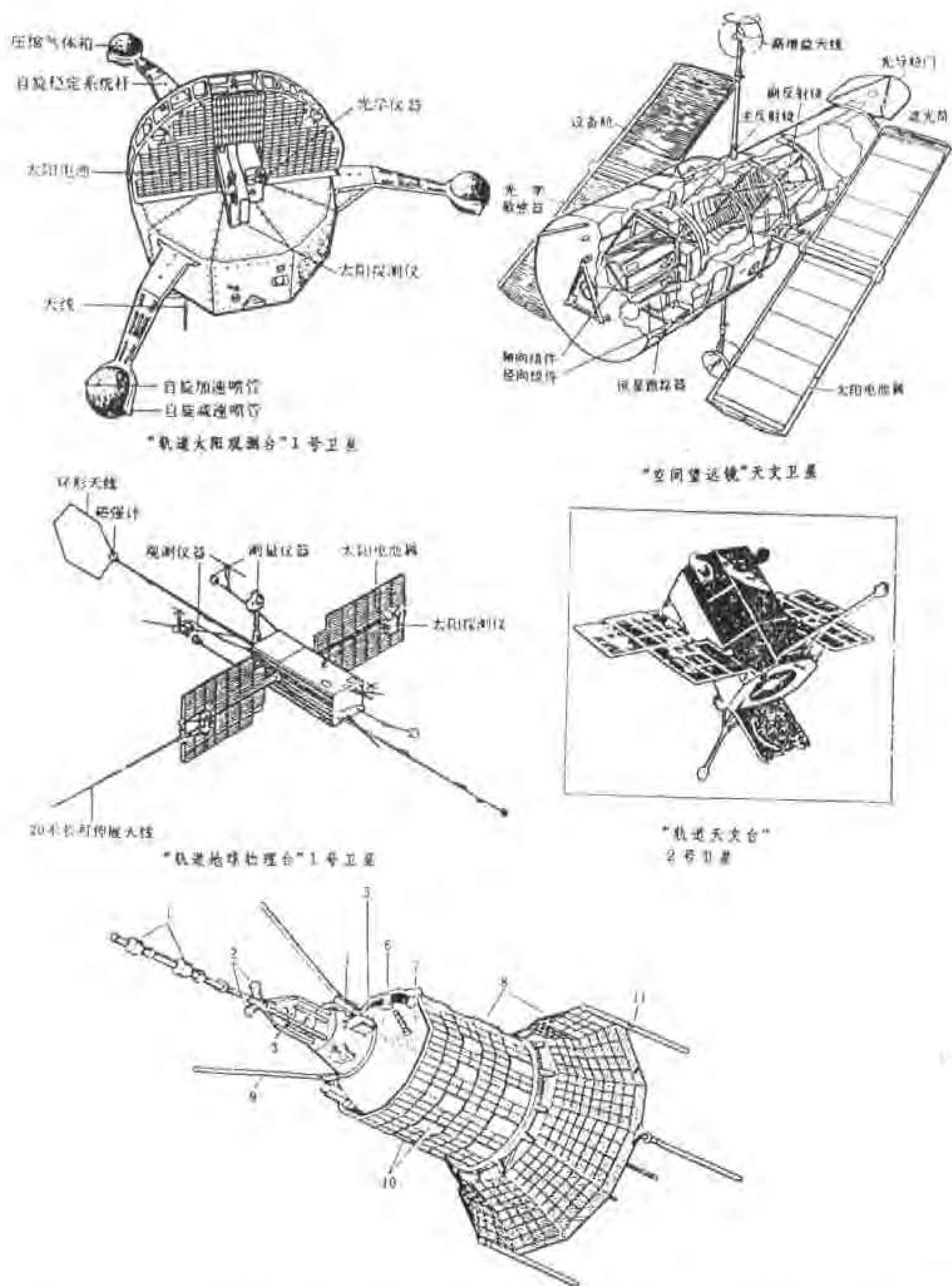
3. 长寿命空间飞行器的电源系统均采用太阳电池阵和蓄电池组合供电；载人飞船早期多采用燃料电池供电系统，目前也有采用太阳电池部分供电；外行星探测器采用核电源供电；大型空间站则采用太阳电池阵和热机系统联合供电。

4. 一般空间飞行器的散热方式，是利用飞行器表面辐射散热。大功率空间飞行器则需采用热辐射器散热，辐射器的安装位置应有最大的散热空间，它对飞行器的遮挡最小，受太阳光照射的投影面积般小。

5. 所有空间飞行器均有对接机构。

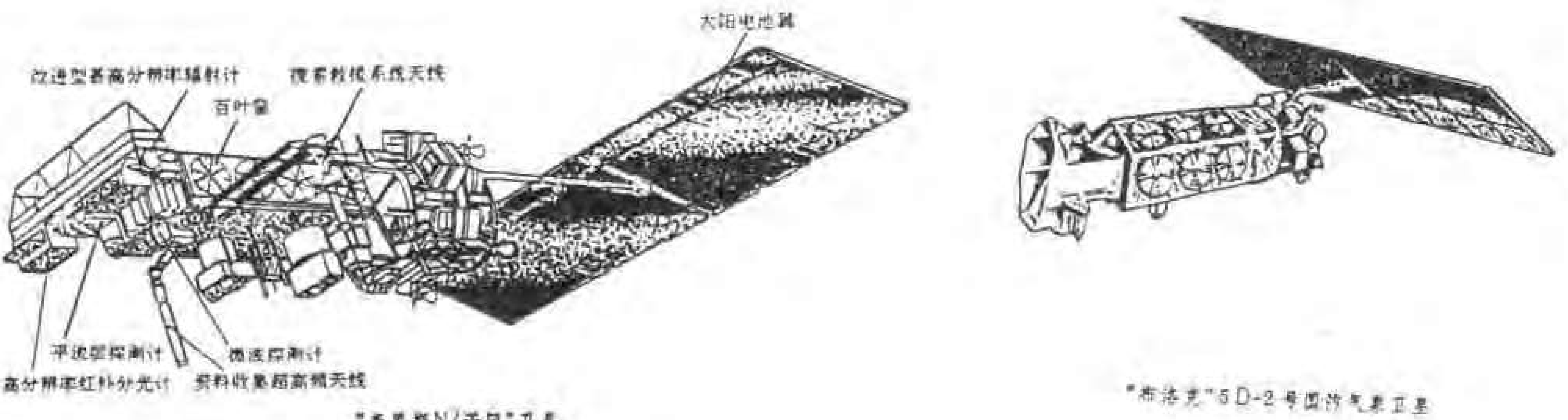


1—东方红一号卫星；2—实践一号卫星；3—通信卫星；
4—实践二号卫星；5—通信卫星；6—返回式卫星。
图 5-1 中国卫星



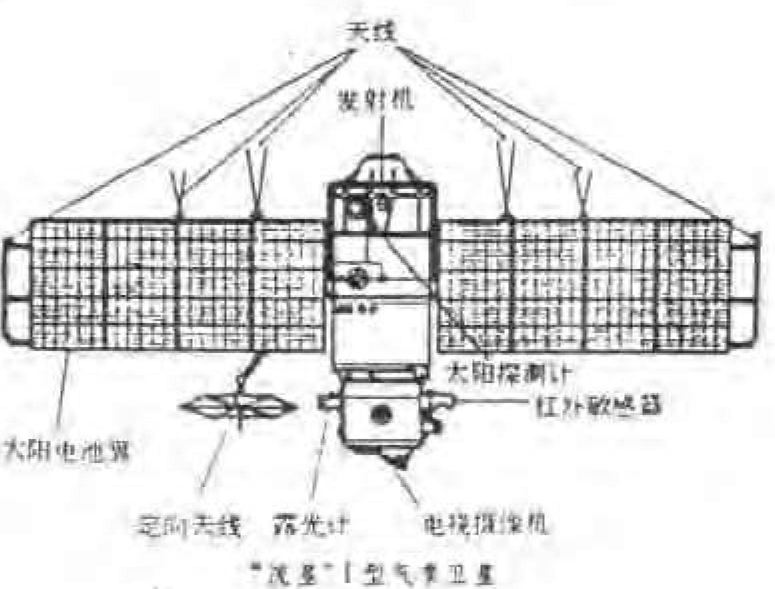
1—磁强计；2—太阳定向敏感器；3—低能粒子分析器；4—宇宙辐射分析仪；5—地球辐射带电子能谱仪；6—质谱仪；7—密封舱；8—太阳电池；9、11—天线；10—热控百叶窗。

图 5-2　科学探测卫星

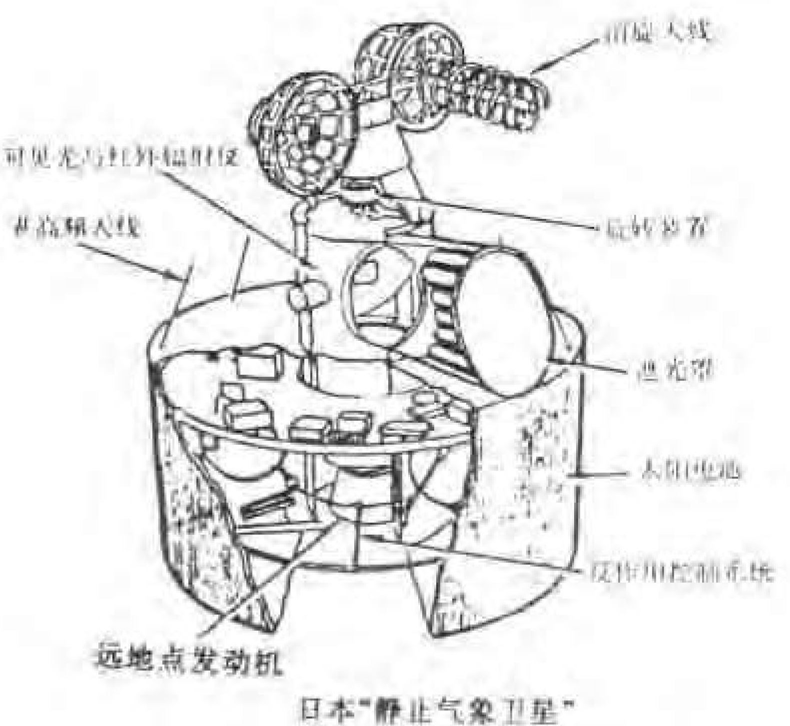


"泰罗斯N/诺阿"卫星

"布洛克"5D-2号国防气象卫星



"流星"Ⅰ型气象卫星



日本"静止气象卫星"

图 5-3 气象卫星

前苏联"静止"[illegible]号广播卫星

图 5-4 通信卫星

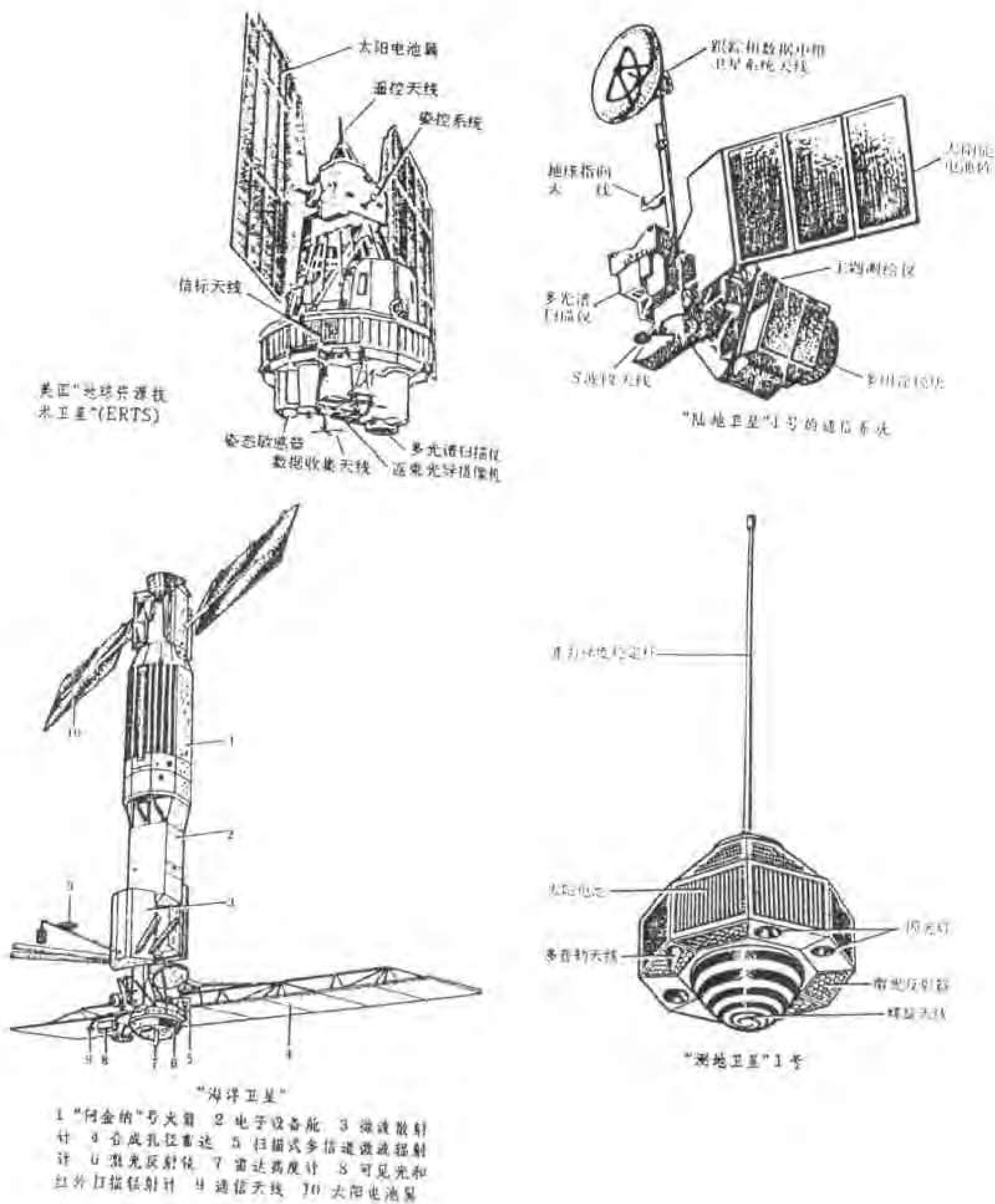
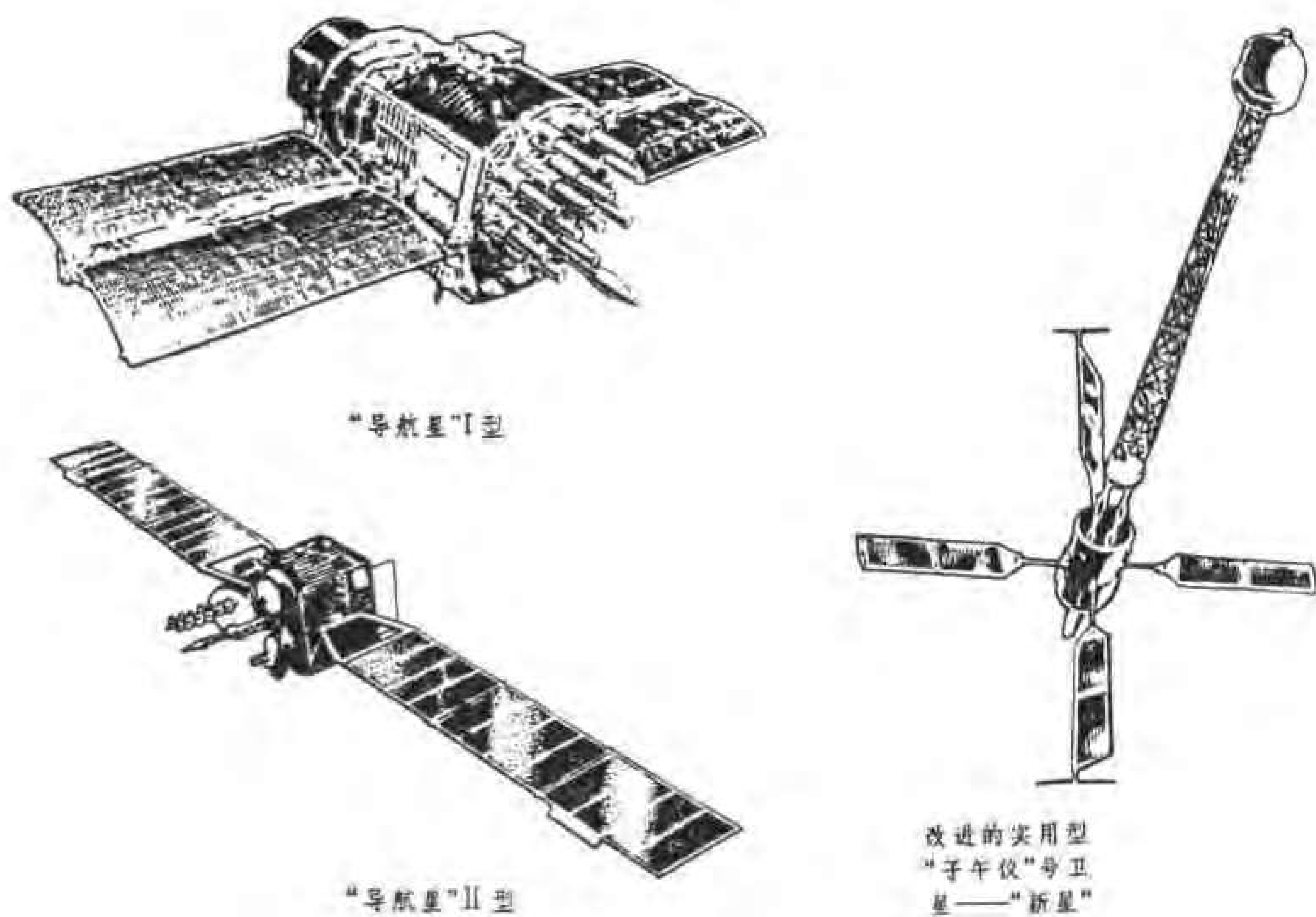


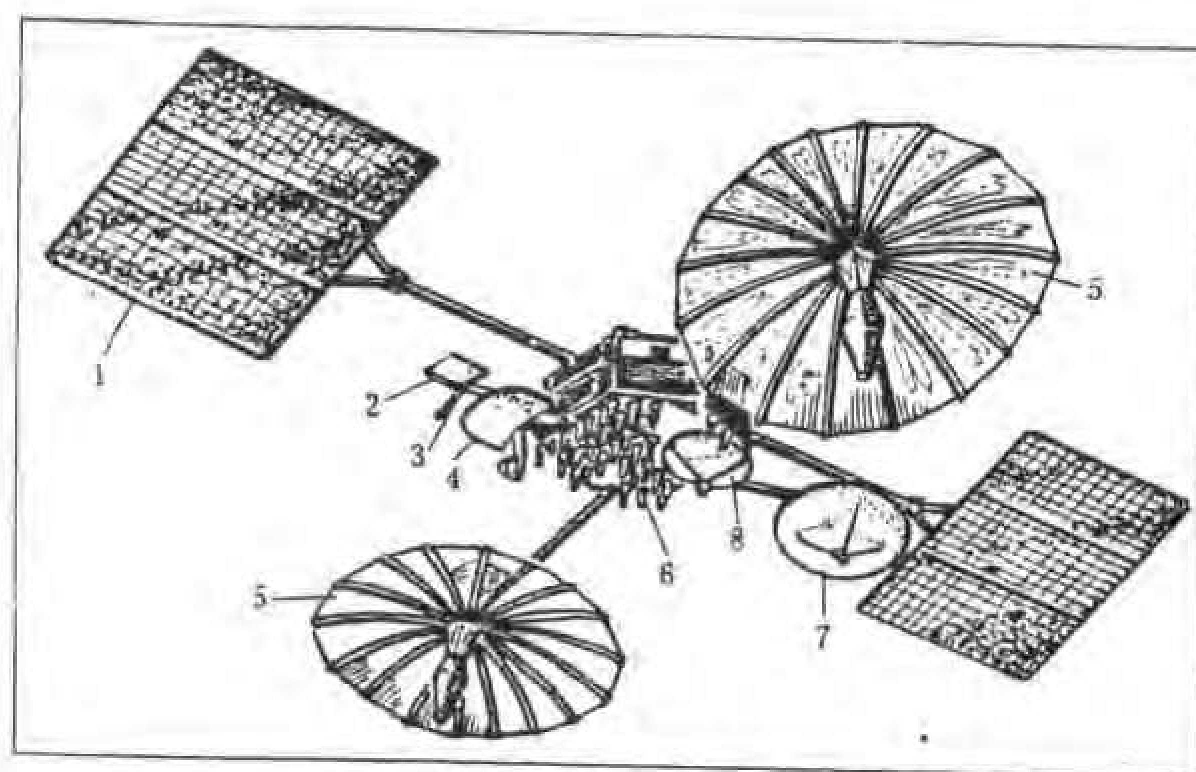
图 5-5 地球资源卫星、测地卫星



"导航星"I型

"导航星"II型

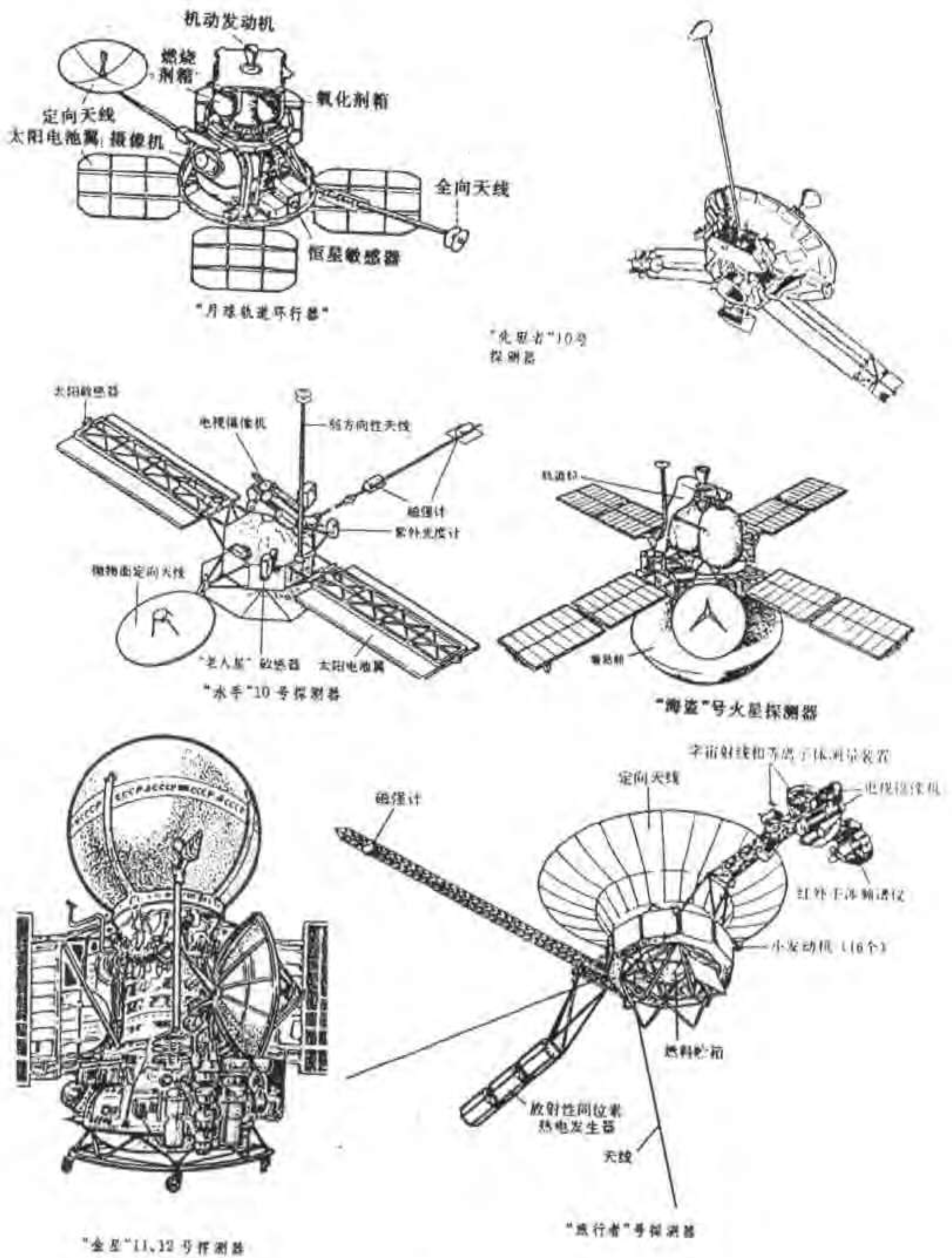
改进的实用型"子午仪"号卫星——"新星"



美国的"跟踪和数据中继卫星"

1 太阳电池翼 2 太阳帆 3 S频段全向天线 4 ϕ1.47米C频段天线 5 ϕ4.9米可控天线（Ku/S频段） 6 S频段30单元相控阵天线 7 ϕ2米可控天线(Ku频段) 8 ϕ1.12米Ku频段天线

图5-6 导航卫星、跟踪和数据中继卫星



机动发动机
燃烧剂箱
氧化剂箱
定向天线
太阳电池翼
摄像机
全向天线
恒星敏感器
"月球轨道环行器"
"先驱者"10号探测器
太阳敏感器
电视摄像机
低方向性天线
磁强计
紫外光度计
抛物面定向天线
"老人星"敏感器
太阳电池翼
"水手"10号探测器
"海盗"号火星探测器
宇宙射线和等离子体测量装置
定向天线
电视摄像机
磁强计
小发动机（16个）
燃料贮箱
放射性同位素热电发生器
天线
"金星"11、12号探测器
"旅行者"号探测器

图 5-7 空间探测器

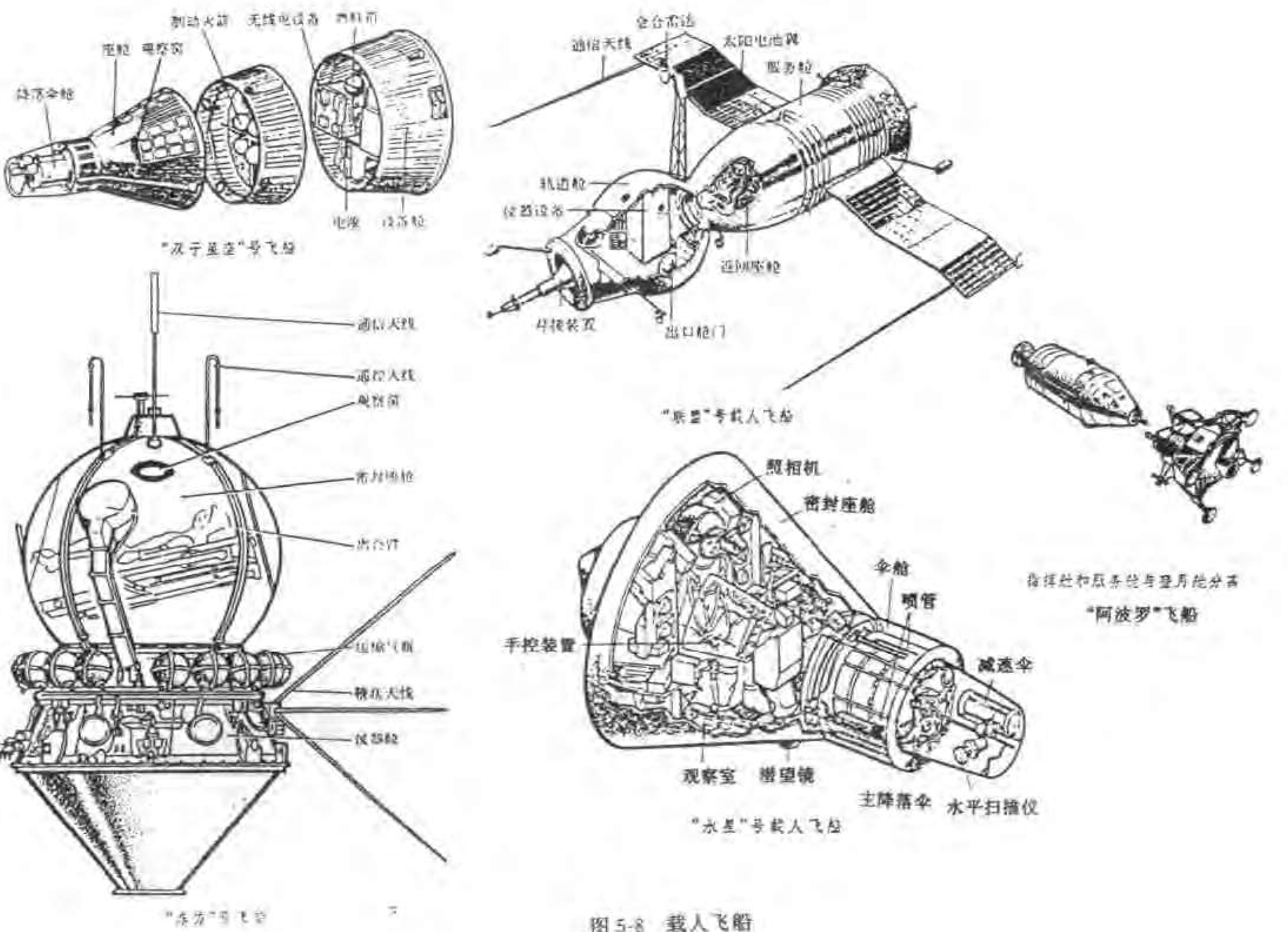
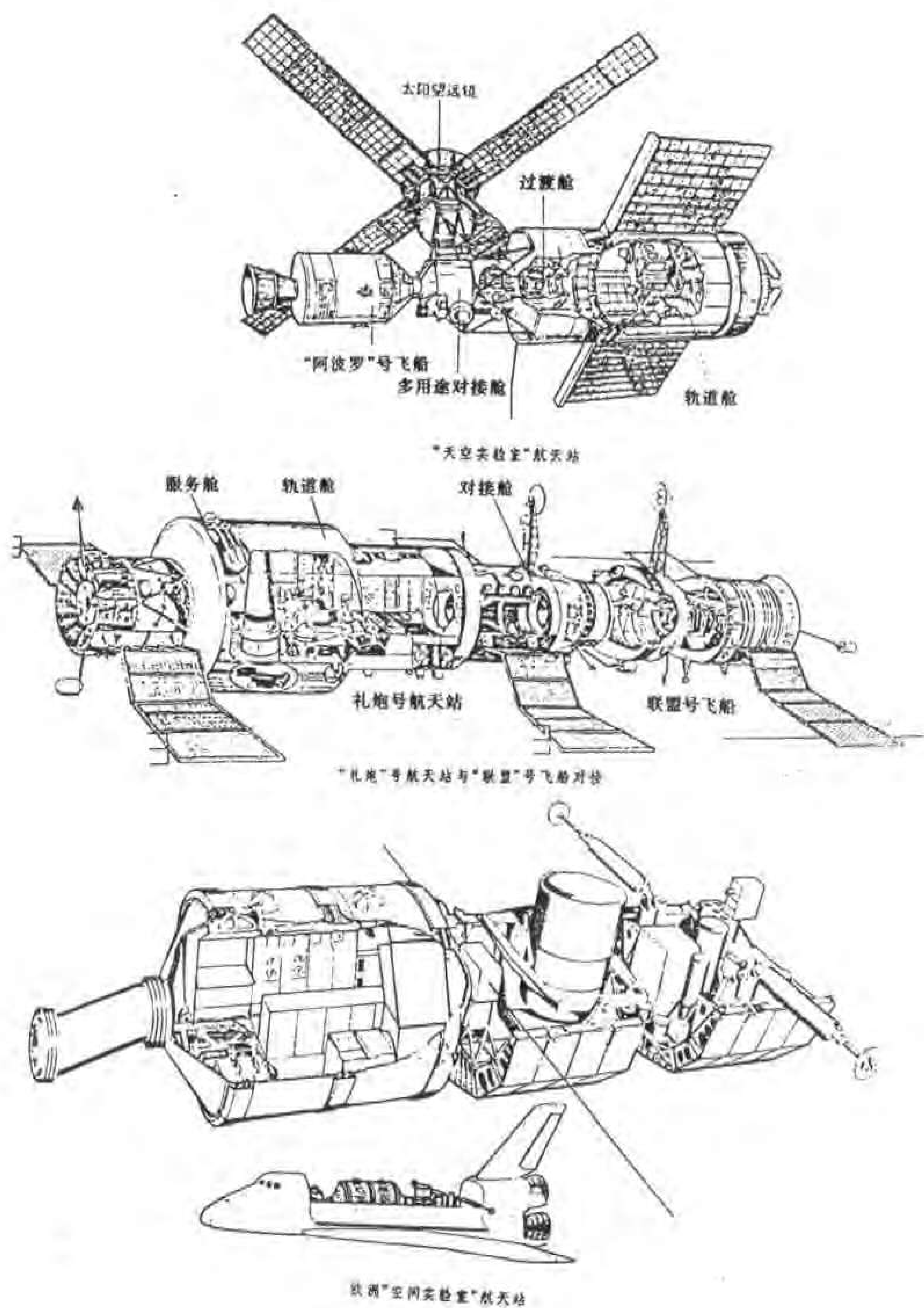
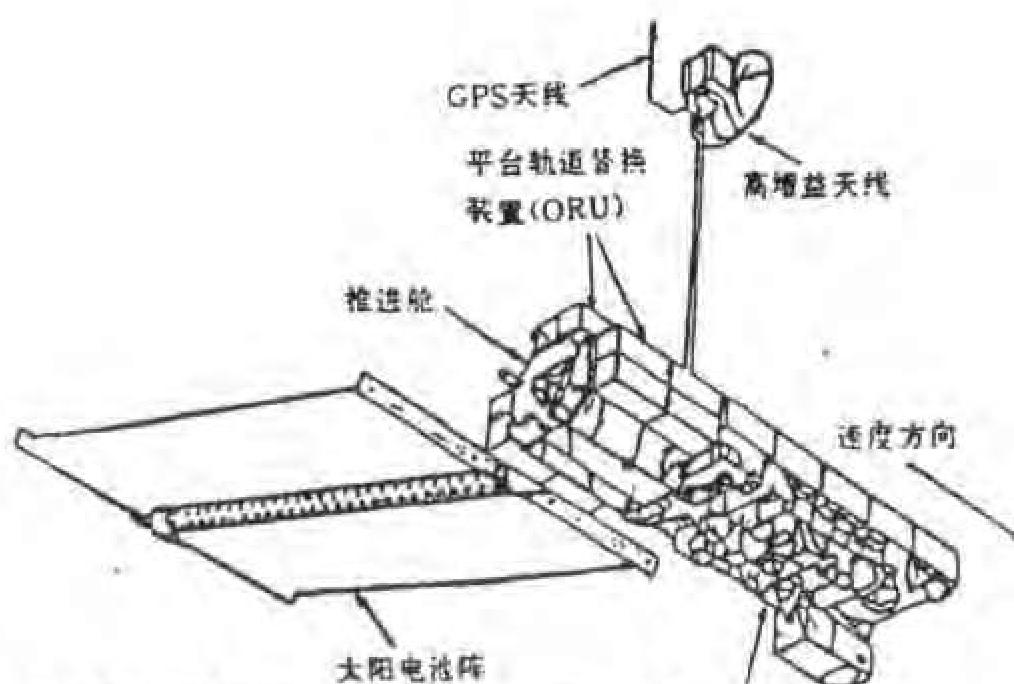

制动火箭
无线电设备
电源
设备舱
"双子星座"号飞船
通信天线
太阳电池翼
服务舱
轨道舱
仪器设备
返回座舱
对接装置
出口舱门
"联盟"号载人飞船
通信天线
遥控天线
"东方"号飞船
照相机
密封座舱
伞舱
喷管
手控装置
减速伞
观察室
潜望镜
主降落伞
水平扫描仪
"水星"号载人飞船
指挥舱和服务舱与登月舱分离
"阿波罗"飞船

图 5-8　载人飞船

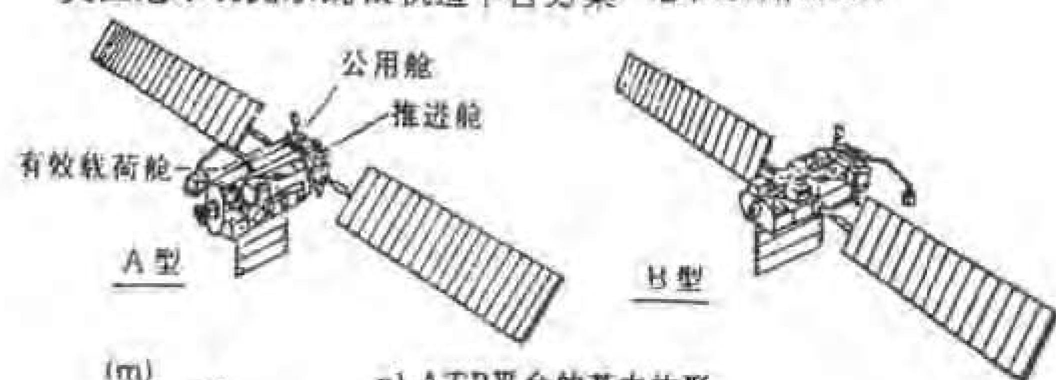


欧洲"空间实验室"航天站

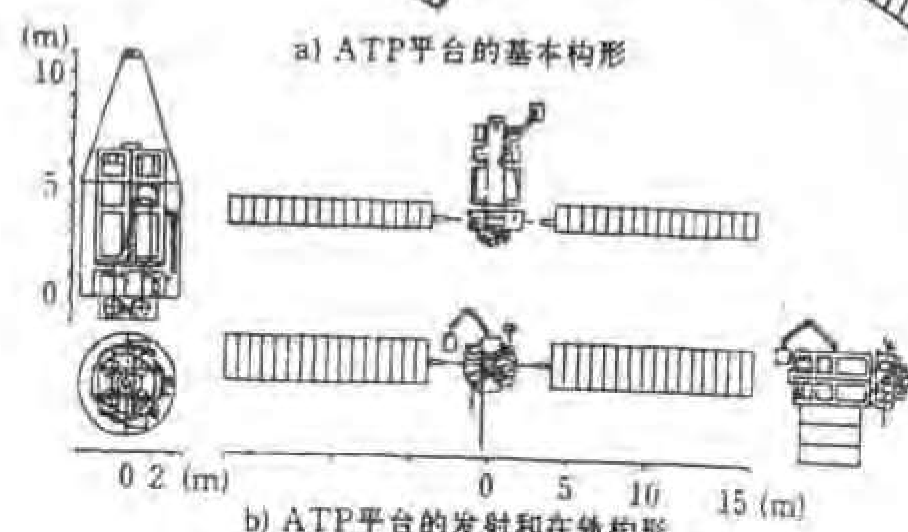
图 5-9　空间站



美国地球观测系统极轨道平台方案



a) ATP平台的基本构形



b) ATP平台的发射和在轨构形

日本高技术平台(ATP)的基本构形



欧洲航天局极轨空间平台

图 5-10 空间平台

5.5 空间飞行器总体布局

根据初步选择的空间飞行器外形，在分系统提供飞行器上仪器设备、模块、组件的外形尺寸、质心、质量、容积、功率大小、发热量、视场、指向、安装位置、飞行器与运载火箭或航天飞机的机械接口关系等要求的基础上进行布置，确定整个飞行器结构承载及受力形式，完成总体布局。总体布局是在多方案比较的基础上，反复协调、反复综合和分析、反复折衷、最后形成最佳布局方案。

空间飞行器总体布局基本内容如下：

1. 空间飞行器上各舱段按功能划分，一般分为有效载荷舱、公用舱（服务舱）、推进舱。无人空间平台上还装有交会对接机构、遥控机机臂或智能机械臂。确定各舱段的构形、连接、装拆方式。

2. 舱内仪器设备布局可分为集中布局、分散布局和混合布局三种类型。集中布局的特点是仪器设备、模块布局密集度高、结构紧凑、热控制要求容易满足，飞行器受力可按集中载荷设计。缺点是飞行器上仪器设备装拆不便，分散布局的特点是飞行器上设备形状不规律，飞行器上容积受限制，可采用此种方式布置，飞行器受力接集中载荷或均布载荷设计，装拆方便。缺点是飞行器容积利用率低，飞行器结构质量增加。混合型布局是充分利用集中布局和分散布局各自的优点，视飞行器各部位的情况而定。内部布局采用分舱式积木化布局。

3. 有视场要求的仪器设备，如天线、姿态敏感器、遥感器、辐射制冷器等，在视场范围内无异物遮挡，无反射光和热辐射等影响。

4. 统计飞行器上仪器设备功耗情况，布置时避免局部过热或过冷，必要时可采取局部热控制措施，以保证飞行器上仪器设备在允许的工作环境温度范围内正常工作。确定整个飞行器的散热方式和散热通道。

5. 太阳电池阵尺寸不仅满足飞行器上功率需要，而且它的尺寸、结构形式、连接、折叠、展开方式等应和控制系统、运载火箭或航天飞机的能力协调一致。

6. 飞行器上电缆网的布局、走向、连接和固定方式除满足性能要求外，应按照电磁兼容性设计要求合理分类布置，考虑接地或屏蔽，满足 EMC/ECD 要求。

7. 飞行器上推进系统各部件（贮箱、气瓶、阀门、管路、推力器）布局紧凑，管路走向合理，便于燃料加注、装拆、防止泄漏污染。推力器的安装位置应尽量远离对污染敏感的观测仪器和太阳电池阵。贮箱燃料消耗引起飞行器质心位置的变化最小。

8. 根据力学环境和仪器设备的承载能力，对特殊的仪器设备（如晶体振荡器、陀螺等）应布置在刚度最佳位置，必要时可采用减振支架或减振器。

9. 根据仪器设备抗辐照能力，选择合适的安装位置。对一些抗辐照能力比较差的元部器件，除采用加固器件本身或加厚仪器设备壳体屏蔽外，进行布局时应利用仪器设备之间的屏蔽效果，选择辐照剂量较小的区域安装。

10. 整个飞行器仪器设备布局应使质心位置偏离飞行器本体纵轴距离最小。

11. 利用飞行器上仪器设备、电缆网布局，最大限度地减少整个飞行器的剩磁力矩。

12. 确定跟踪和散据中继天线在飞行器上的安置位置、折叠、展开形式。

13. 进行整个飞行器结构受力分析，确定整个飞行器的结构承载和受力形式、纵横向基频等。

14. 空间飞行器与运载火箭或航天飞机的运载能力和有效容积协调一致，连接分离方式视飞行任务要求而定。

15. 确定飞行器上安装测量基准而一处或多处，并进行总装精度分配。

16. 对总装直属件设计提出要求，包括支架、固定方式、连接件、导热（或隔热）、绝缘（或导电）方式等。

17. 飞行器上各舱段、飞行器上各分系统设备布局、飞行器与运载火箭或航天飞机的机械接口等采用标准化、模块化设计。

5.6 空间飞行器的质量和功率

质量和功率大小对空间飞行器的构形设计有着重要的影响。从某种意义上说，飞行器质量和功率大小及其分配也可以看出这种飞行器的功能、飞行任务多少，以及先进性。质量和功率的大小对飞行器上几乎所有分系统设计都有相互影响。

飞行器质量系指飞行保障系统和飞行器上有效载荷质量之和。按系统功能分类有：有效载荷质量、结构系统质量、热控制系统质量、控制系统质量、推进系统质量、推进剂质量、电源系统质量、数据管理系统质量、通信和测控系统质量、专用系统质量；按飞行器状态分类有：飞行器发射质量、飞行器入轨质量、飞行器运行轨道质量；按飞行器舱段分类有：有效载荷舱质量、公用舱质量、推进舱质量。

各类空间飞行器的质量分配应遵循下列一般原则：

1. 进行飞行器质量控制，根据飞行器各研制阶段（可行性论证阶段、方案设计阶段、技术设计阶段、初样阶段、正样阶段），分别采用类比法、母型法、估算法和秤重法，逐次逼近，直到获得精确质量。

2. 飞行器质量和运载火箭或航天飞机的运载能力，入轨弹道要求相适应。

3. 提高有效载荷比，即提高产品性测和效益。

4. 飞行器设计质量留有一定的储备，可用于超重、搭载、增长有效载荷和功率，提高产品性能、增加推进剂贮量。

5. 超大型飞行器设计能道应在运行轨道组装，增长质量的能力。

各类飞行器质量的分配，设飞行器总质量为 M，飞行器上各分系统、单元、组件质量分别为 m_1，m_2，…，m_n

$$\frac{m_1}{M}+\frac{m_2}{M}+\cdots+\frac{m_n}{M}=1 \tag{5-1}$$

式中：m_1 是飞行器结构、机构和总装直属件质量；

m_2 是飞行器上有效载荷质量；

m_3 是飞行器上电源分系统质量；

m_4 是飞行器上热控制分系统质量；

m_5 是飞行器上控制分系统质量；

m_6 是飞行器上推进分系统质量；

m_7 是飞行器上推进剂质量；

m_8 是飞行器上数据管理分系统质量；

m_9 是飞行器上通信和测控分系统质量；

m_{10}是飞行器上电缆网质量；

m_{11}是飞行器上配重质量；

m_{12}是飞行器与运载火箭或航天飞机连接界面质量；

m_{13}是飞行器质量设计余量；

…………

m_n是飞行器上其他专用系统、单元、组件质量。

以国外空间平台为例，日本高技术平台（ATP）的质量分配见表 5-2，有效载荷质量和容积分配见表 5-3。

美国无人空间平台的质量分配见表 5-4。由表中可以看出，近期任务的无人空间平台可以采用航天飞机一次性发射。而后期任务的极轨平台 C 其总质量超过了航天飞机极轨发射的运载能力（13773 kg），则需要二次发射并进行在轨组装。高级太阳观测平台，因有效载荷尺寸太大，也需要二次发射。

近地轨道长寿命空间飞行器均采用太阳电池和蓄电池联合供电系统。若飞行器上需求大面积太阳电池阵，这就给飞行器的构形设计增加了难度。如日本 ATP 平台的功率预估见表 5-2，有效载荷负载功率 5.5 kW。公用舱和推进舱 1 kW，太阳电池阵设计初期输出功率 15 kW，采用高效砷化镓太阳电池。美国无人空间平台的功率预估见表 5-5。

表 5-2 日本 ATP 平台的质量和功率预算

	有效载荷舱		公用舱		推进舱	
	质量（kg）	功率（W）	质量（kg）	功率（W）	质量（kg）	功率（W）
结构	700		250		100	
机构	160		160		150	
通信和数据管理	100	100	150	300	10	
电源	450	50	250	10		
太阳电池阵			270	20		
热控制	250	250	80	120	30	300
制导、导航和控制			300	250		
推进					200	
有效载荷 I/F	500	100				
有效载荷 ORU	2500	5000				
	140		110		50	
干质量	4800		1570		550	
推进剂					800	
余量	250		180		150	
合计	5050	5500	1750	700	1500	300

表 5-3 日本 ATP 平台的有效载荷

	有效载荷 ORU	功率（kW）		尺寸（m）	质量（kg）	再补给和返回要求	工作循环
		平均值	峰值				
材料加工	梯度加热炉	1.2	2.0	1.0×1.0×1.8	350	100kg/120 天	≤10 天
	浮动区域熔炼炉	1.2	2.0	1.0×1.0×1.8	350	100kg/120 天	6～24 小时
	CVD 装置	0.5	1.2	1.0×1.0×1.2	200	50kg/120 天	5～20 小时
	反射炉	0.5	1.0	1.0×1.0×1.8	300	70kg/120 天	～2 小时
	等温炉	1.0	1.5	0.8×1.0×1.0	200	70kg/120 天	≥6 小时
	溶液生长装置	0.2	0.3	0.8×0.8×0.8	100	100kg/120 天	≥30 天
生物材料加工	蛋白质晶体装置	0.2	0.3	0.8×0.8×0.8	100	100kg/120 天	≥30 天
	电泳装置	1.5	2.0	0.8×1.0×2.0	400	100kg/120 天	≤24 小时
	辐射暴露设施	0.2	0.3	0.4×0.8×0.8	50	50kg/120 天	—
技术发展	激光通信实验	0.15	0.2	0.5×0.8×0.8	100	—	—
	低温冷却器实验	0.2	0.5	0.8×0.8×0.8	100	50kg/120 天	—
	空间环境监测器	0.5	0.5	1.0×1.0×0.8	100	—	—
	机械臂	0.5	0.7	长 5～7m	150	—	—

表 5-4 美国无人空间平台质量分配

任　务	平台公用舱（kg）	推进剂（kg）	有效载荷（kg）	平板式有效载荷结构（kg）	平台总质量（kg）
近期：					
空间红外望远镜装置	5 410	2 591	4 009	0	12 010
恒星实验室	6 563	1 318	3 207	0	11 089
专用共轨平台	5 410	1 318	3 608	0	10 336
极轨平台 A	5 361	2 591	2 480	2 091	12 523
极轨平台 B	5 361	2 591	3 700	2 091	13 743
极轨平台（合成孔径雷达）	5 452	2 591	1 140	0	9 183
后期：					
高级太阳观测平台	5 410	1 318	8 921	0	15 649
专用共轨平台	5 410	1 318	10 023	0	16 751
极轨平台 C	5 634	2 591	4 562	2 091	14 878

表 5-5 美国无人空间平台的预估

任务	平台峰值功率 (W)	轨道平均功率 (W)	太阳电池阵最小面积 (m^2)	蓄电池最小质量 (kg)
近期:				
空间红外望远镜装置	4 895	3 921	88.9	438.2
恒星实验室	6 796	5 308	110.9	609.5
专用共轨平台	4 896	3 347	68.9	341.8
极轨平台 A	7 391	7 391	160	740.5
极轨平台 B	9 946	6 673	147	812.7
极轨平台（合成孔径雷达）	19 596	5 818	131.9	945
后期:				
高级太阳观测平台	8 896	5 637	111.9	367.7
专用共轨平台	5 896	5 021	105	564.1
极轨平台 C	10 381	10 292	222.9	1 029.5

5.7 卫星模块化设计

50 年代末人造地球卫星的出现，把人类几千年来遨游太空的梦想变成现实，开辟了人类航天飞行的新纪元。经过短短十几年，航天技术取得了迅猛的发展，到 70 年代初发射成功了人造卫星，空间探测器和载人航天器等各类航天器 2000 多颗，美、苏的军、民用卫星全面进入应用阶段，中国、日本和西欧国家也成功发射人造卫星，更多的国家和地区参加了航天活动和分享航天技术的成果。航天技术的开发和应用已成了越来越多国家的军事和国民经济部门的重要组成部分。用户对卫星的品种、数量、功能、性能等不断提出大量的需求，国际市场对卫星产品的需求也与日俱增，航天产品的商业竞争日趋激烈。随着航天器多用途化、复杂化，航天投资迅猛增加，航天器国际合作开发的势头日益强烈。面对航天器发展的趋势，为了降低卫星的研制成本、缩短研制周期、提高可靠性、走多用途模块化卫星设计、研制的发展道路是一条有效的捷径。

卫星一般由有效载荷和保障系统构成。保障系统组成卫星平台（或称公用舱）。所谓模块化卫星，即采用卫星平台（公用舱）和有效载荷舱设计的卫星。所谓卫星平台就是一个能适应不同有效载荷配置，完成各自特定飞行使命，通用性较强的公用舱。卫星模块化设计，其核心就是卫星平台模块化设计。卫星平台的使用可以避免不同卫星所需保障系统的重新研制，节省大量型号研制费用和时间，各类卫星平台的标准化、系列化可大大提高卫星的可靠性。

卫星模块化设计的历史已有 20 多年，美国、法国、德国、前苏联和日本等国都已经积极地进行了探索、开发、研制和应用性研究，并取得了很大的成功和效益。

最早按卫星平台设计思想付诸实施的是美国 NASA 戈达德空间飞行中心的“多用途模

块化卫星”(Multimission Modular Spacecraft，MMS)，MMS于70年代初开始研制，并于1980年2月成功地应用于“太阳峰年探测卫星”(SMM)上。MMS是目前国际上近地轨道观测卫星中最具有影响、最有代表性的模块化平台。主要应用情况见表5-6。

表5-6 多用途模块化航天器

航天器	发射时间	运载工具	轨道高度(km)	轨道倾角(°)	任务目的	主管部门
太阳峰年卫星(SMM)	80.2.14	德尔它ELV	500	28.5	太阳物理	GSFC
SMM在轨维修	84.4.12	航天飞机41-C				
陆地卫星-4	82.7.16	德尔它	700	98.2	地球观测	GSFC NOAA
陆地卫星-5	84.3.1	德尔它	700	98.2	地球观测	EOS
探险者平台(EP)	91.8.31	德尔它2号	500	28.45	天文物理及待定任务	GSFC
高层大气研究卫星(UARS)	91.10	航天飞机	600	57	地球观测	GSFC
海洋地形实验卫星(TOPEX)	92.6	阿里安-4	1334	63.1	海洋观测	JPL

美国还发展了多种地球静止轨道卫星平台，最典型的是Hughes公司的HS系列和GE公司的GE系列。HS系列主要有HS-333、HS-376、HS-399、HS-393、HS-394、HS-601。其中HS-376平台应用最多，如Telstar-3A、-3C、-3D，Westar多颗，SBS、Galaxy，PALAPA-Ⅱ，ASSISAT-1，APSTAR-1。GE系列主要有GE-2000、GE-3000、GE-4000、GE-5000、GE-7000，可分别携带100～300kg有效载荷，提供800～4000W功率，工作寿命7～15年，已分别用于DSCS-3，KOREASAT、ASTRA、ANIK-E和ASIASAT-2等卫星。

欧空局(ESA)最早研究的模块化通信卫星，接着是模块化对地观测卫星。地球静止轨道卫星平台主要有AEROSPATIALE-MBB公司的SB系列，如SB-100、SB-100B、SB-200、SB-300、SB-400等，可分别携带150～650kg有效载荷，提供1500～3500W功率，工作寿命7～15年，已分别用于DFS、ARABSAT、EUTELSAT、TURKSAT、TV-SAT(TDF)以及TELE-X等卫星；MATRA和MARCONI空间公司的Eurostar卫星平台系列，如Eurostar-100、Eurostar-2000、Eurostar-3000，可分别携带280～580kg有效载荷，提供1000～3000W功率，工作寿命10～15年，已分别用于INMARSAT-Ⅱ、Telecom-Ⅱ、Locstar-I、Hispasat等卫星。模块化对地观测卫星平台是法国空间研究中心(CNES)和MATRA公司共同研制的著名的MK多用途平台系列，如MK-I、MK-Ⅱ、MK-Ⅱ加强型。可分别携带660～1700kg有效载荷，提供2100～5200W功率，工作寿命3～5年，主要应用情况见表5-7。

表 5-7　MK 平台的应用情况

MK-Ⅰ平台	MK-Ⅱ平台	MK-Ⅱ加强型平台
SPOT-1 (1986)	HELIOS-1 (1994)	ENVISAT-1
SPOT-2 (1990)	SPOT-4 (199)	
ERS-1 (1991)	HELIOS-2 (199)	
SPOT-3 (1993)	SPOT-5	
ERS-2 (199)		

日本的模块化卫星首先是日本电气公司（NEC）和美国通用电气公司联合研制中型广播卫星（BS），采用美国技术，研制了第一代和第二代 BS-2a、2b 和 BS-3a、3b，通过型号研制掌握了模块化技术。

此后，日本的宇宙开发事业团（NASDA）研制了地球观测 MMS 卫星，它由平台模块和有效载荷舱组成，各种机械和电气接口均按照国际标准设计，各分系统尽量配置在一个标准模块内，各部件均采用经过飞行验证，高可靠的部件。根据 MMS 方案已研制并发射了 MOS-1、JERS-1，并正在研制地球观测平台卫星 ADEOS-1 和 ADEOS-2（根轨平台），计划于 1996 年和 1999 年发射。

日本宇宙科学研究所研制了可回收重复使用的 MMS 空间自由飞行器（SFU），它由平台模块、推进舱模块和有效载荷舱模块组成，机械和电气接口均实现标准化，可由 H-Ⅰ火箭发射，由航天飞机或飞船回收。回收后的平台、推进舱、有效载荷舱经检修后可重新用于发射。

前苏联的几种通信卫星平台可分别提供 1280～5200W 功率，工作寿命 3～10 年，对应的卫星质量 2000～2500kg。加拿大雷达卫星的平台选用了 ESA 地球静止轨道平台（OLYMPUS）的改进型。

本节将主要描述最著名的美国 MMS 平台和法国的 MK 平台。

5.7.1　美国的 MMS 平台

美国是第一个提出卫星标准化、模块化国家，它设计和研制的 MMS 平台的构形见图 5-11。MMS 包括四个功能模块化分系统，即电源系统模块、姿态控制系统模块、通信和数据管理系统模块和推进系统模块。前 3 个模块尺寸均为 1.22m×1.22m×0.46m，分别与三角形主构架连接。推进系统模块安装在平台底部，它可以根据飞行任务要求的不同进行取舍或调整。MMS 性能表见表 5-8。MMS 用于第一颗模块化卫星“太阳峰年卫星”见图 5-12，用于“陆地卫星 4 号”的模块化结构见图 5-13，用于 TOPEX 卫星见图 5-14，用于探险者平台（EP）见图 5-15。

1. 电源系统模块

模块化电源系统（MPS）和太阳电池帆板组合在一起，可以为航天器及其有效载荷提供 28V，1200W 的平均功率（峰值功率可达 3000W）。2～3 个 20Ah 或 50Ah 的镉镍蓄电池用于轨道阴影区供电。MPS 发射前从地面获得能源，在轨飞行时从太阳电池帆板获得能源，

表 5-8　MMS 性能表

项　　目	性　能　指　标
最大承载能力	用德尔它 3910 运载火箭发射，1724 kg；用航天飞机发射，大于 1818 kg，但有效载荷形状受限制
飞行方式	太阳、地球或其它行星指向；近地轨道或地球同步轨道；惯性定向或星球定向
轨道高度	500～1600 km，轨道倾角可根据需要选择；地球静止轨道
寿命与备份	2 年以上(包括最少单元备份和完全备份)；保证在航天飞机施放和回收中没有单点故障
运载工具	运载火箭(德尔它 3910)或航天飞机；在轨道上可由航天飞机维修或回收
姿态控制系统	
控制方式	零动量三轴姿态控制
姿态基准	星球(惯性基准)
指向精度	<10^{-2}(°)(包括有效载荷遥感器) <10^{-5}(不包括有效载荷遥感器)
指向稳定度	<10^{-6}(°)/s
旋转速率	最大 20(°)/s(以卫星惯性为基准)
电源系统	
太阳电池平均输出功率	1200 W
蓄电池	最少两组(20 Ah 或 50 Ah)
母线电压	+28 V(±7 V)直流
通信与数据管理系统	
转发器	S 波段，STDN/TDRSS 天线孔径上的转发器输出功率：1 W、2.5 W 和 5 W(发射前可选择)
遥控速率	2000 b/s(航天飞机和 STDN)；125 b/s～1000 b/s(TDRSS，速率可根据需要选择)
实时遥测速率	1、2、4、8、16、32、64 kb/s
遥测方式	发射前可选择两种，加上在轨道上的编程能力，最多 692 数据码
存贮数据库和飞行数据	最高 2.048 Mb/s；编码数据 1.024 Mb/s
星载计算机	字长 18 位，存贮器容量为 32000 个字，扩展后可达 64000 个字
数据存贮	标准的 10^8 或 10^9 比特磁带记录器可任选
推进系统	轨道调整和反作用控制的标准模块可任选，冲量 16500 kg/s；轨道转移模块可任选，冲量 104546 kg/s
热控系统	分舱控制，三个分舱面板上安装百叶窗等

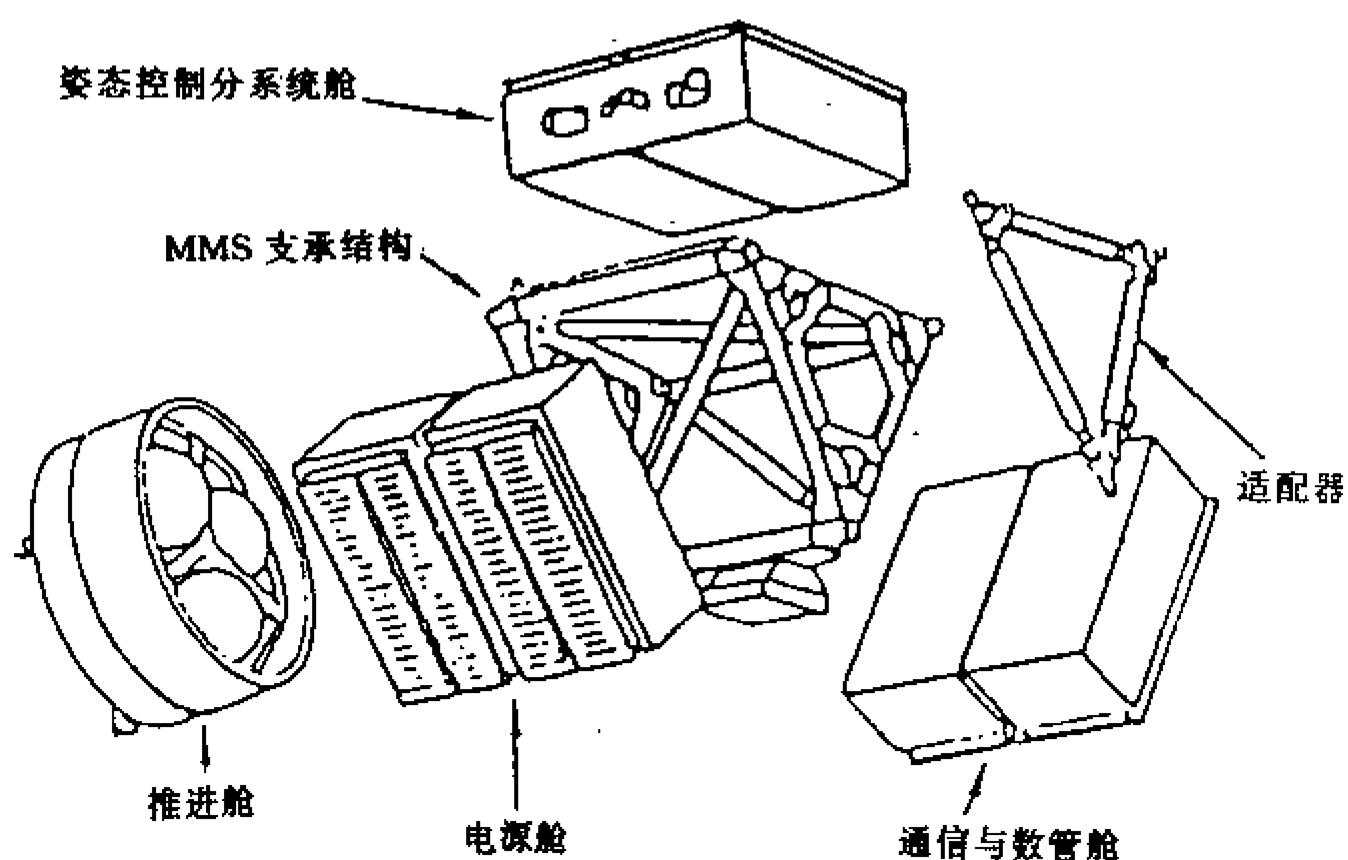


图 5-11　MMS 构形

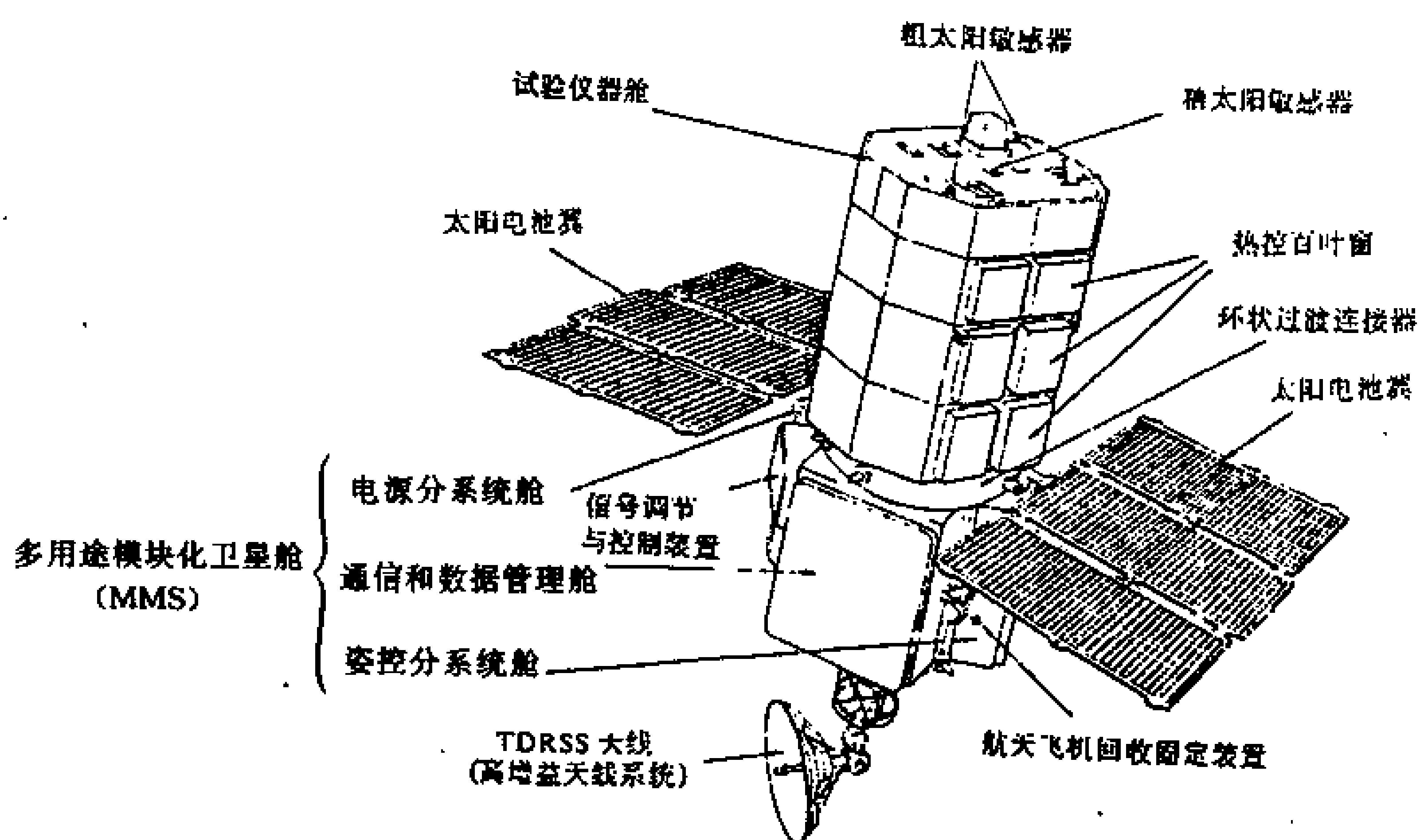


图 5-12　第一颗 MMS 卫星——太阳峰年卫星

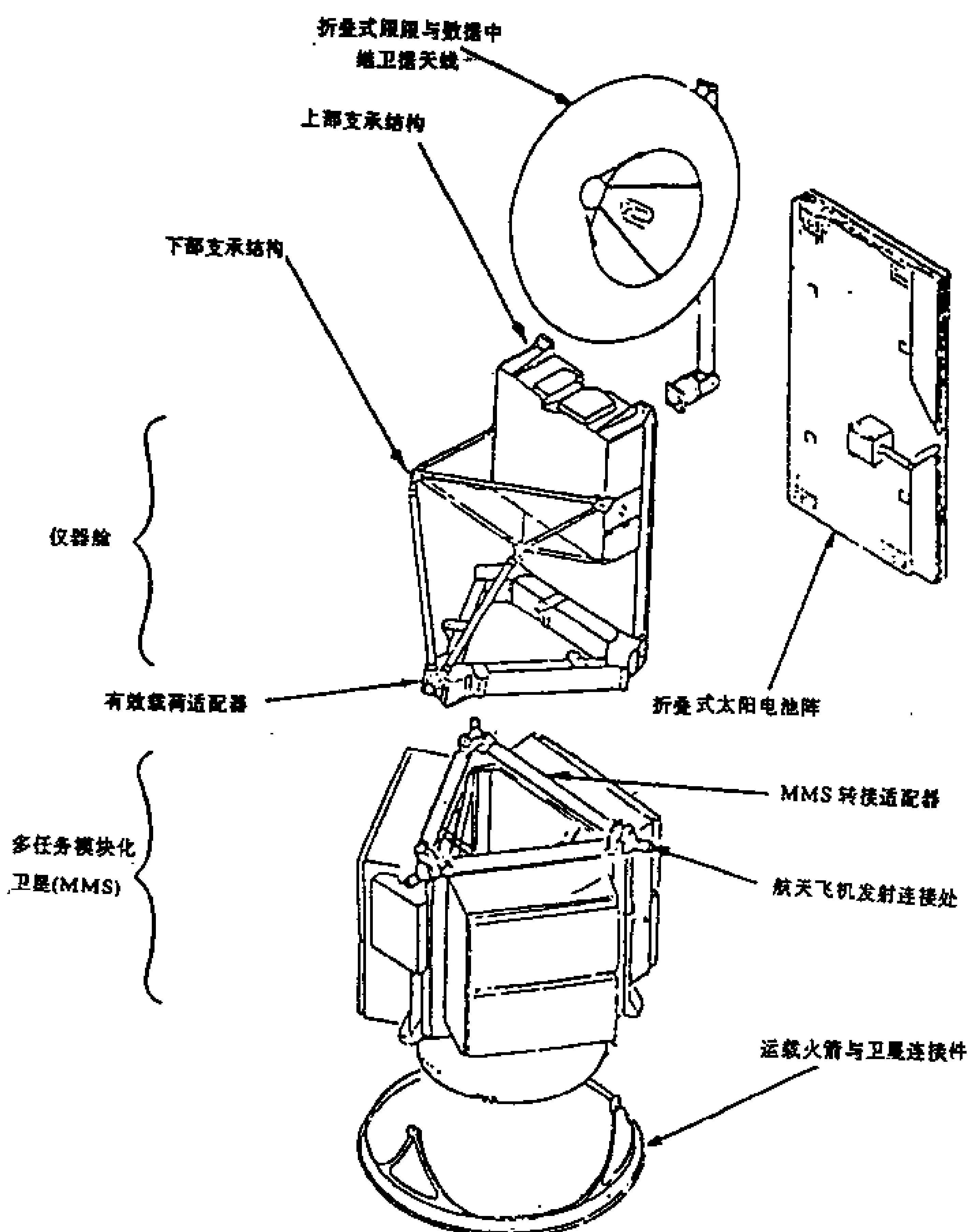


图 5-13　陆地卫星-4 号模块化结构

在轨维修时则由 NSTS 轨道器补充能源。

模块化电源系统是把该系统的电源控制装置，电源变换装置，蓄电池安装在一个标准模块内(太阳电池帆板及其驱动装置另外安装)。然后利用刚性框架和面板连接并安装在卫星构架上。通过一次电源或二次电源调节装置满足多种负载功率需要。

2. 姿态控制系统模块

模块化姿态控制（MACS）用于卫星的姿态确定、姿态定向和姿态稳定。MACS 由经过飞行验证的高可靠性、标准化的姿态敏感器、执行机构、姿态控制线路和星载计算机组成。MACS 模块舱包括陀源、姿态控制电子线路、反作用飞轮、星敏感器、精太阳敏感器。

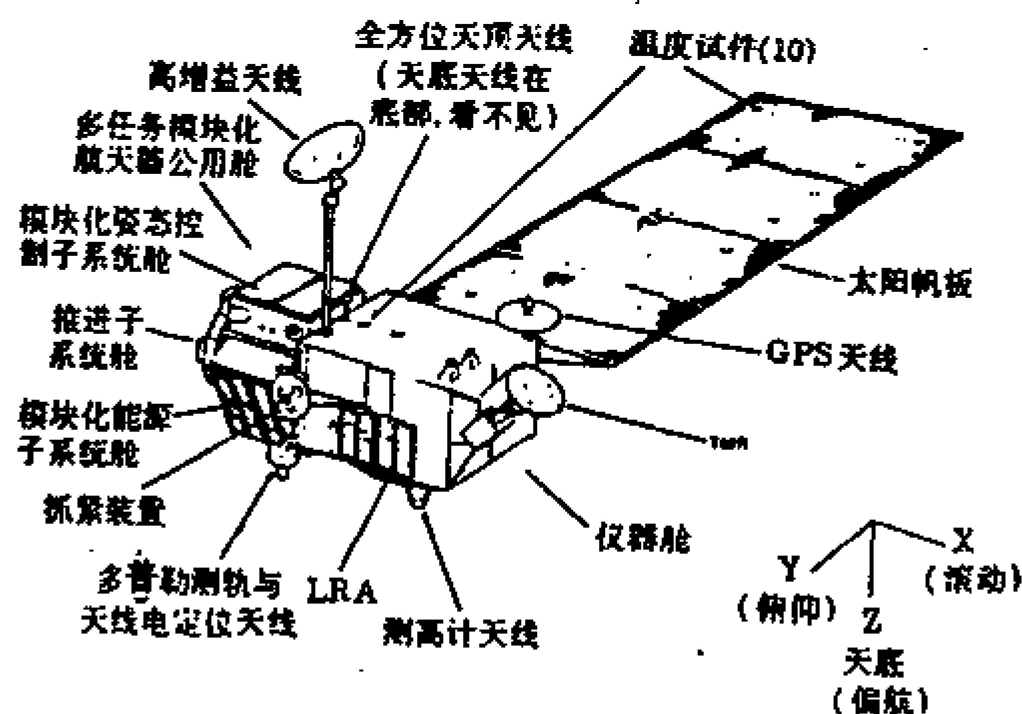


图 5-14　TOPEX 卫星结构图

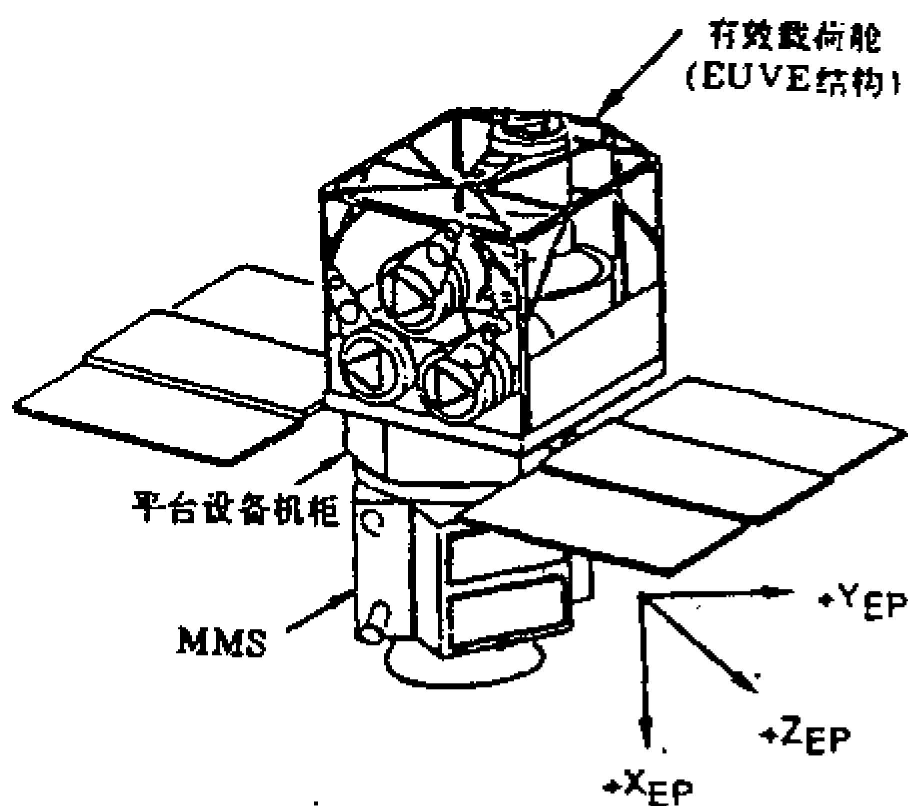


图 5-15　探险者平台（EP）

粗太阳敏感器、地球敏感器、磁力矩器在星上另装，反作用控制装置配置在推进系统模块内，星载计算机配置在通信和数据管理系统（C&DH）模块内。星载计算机在处理所有敏感器信息和各类存贮信息的同时还能产生反作用控制装置用的控制信号。在正常情况下，所有敏感器提供的信息均经由 MACS 远置单元传送到计算机，敏感器的信息或直接传送到地球站或变换成适合于可由星载计算机处理的信息。而反作用控制系统按计算机所产生的指令通过 MACS 上的数据总线和电源遥控接口装置（RIU）传送给反作用控制装置驱动器。MACS 性能随航天器在轨运行时间、指向精度和稳定性等要求而变化。MACS 的性能见表 5-9。

表 5-9 MACS 性能

	行星际飞行和太阳指向飞行		地球指向飞行
	W/有效载荷遥感器	W/有效载荷遥感器	
指向精度（等级～1δ）(°)	＜±10^{-5}	＜±0.01	＜±0.01
指向稳定性（平均误差）(°/s)	＜±10^{-6}	＜±10^{-6}	＜±10^{-6}
指向稳定性（姿态摆动）(°)	＜±10^{-6}	＜±0.06（＜20min）	＜±0.003（＜30s）＜0.006
旋转速度稳定性		0.01°%（30天）	（＜20min）
旋转速度（°/s）		0～0.2	

3. 通信/数据管理（C&DH）系统模块

模块化通信/数据管理系统由接收机、发射机等组成的通信设备单元和遥控、遥测和星载计算机组成的数据处理设备单元组成。该系统模块的主要特点如下：

（1）系统中的所有部件/设备均采用经飞行验证的标准化、组件化的部件/设备。

（2）采用适合于卫星数据获取网络和跟踪与数据中继卫星系统的 S 波段通信系统来发送和精确跟踪指令接收数据、位置保持数据和窄波波段敏感器数据。

（3）像 S 波段功率放大器，Ku 波段发射机等发热量大的设备均安装散热器。

（4）采用符合遥控多路传输和指令遥控分配的方案设计有效载荷——C&DH 仪器。

（5）星载计算机与所有观测系统均通过时分多址传输母线连接构成一个非常灵活、高可靠性的标准化电子系统。

（6）可由星载计算机或只读存贮器进行遥控，因此在用户设计完后，也可修改后再确定参数和采样速率。

（7）根据需要可由时间采样装置上配置的稳压源提供调节信号。

（8）指令速度与航天飞机相容（2000 b/s）。

（9）全部遥控遥测方式都是严格依据哥达德空间飞行中心数据系统制定的标准确定的。

4. 推进系统模块

NASA 已设计出可满足 MMS 卫星的各种飞行任务所需要的两种推进系统，一种是净重为 75kg，携带燃料为 75kg，总冲量 16500 kg/s，与德尔它火箭兼容，总重量为 1134kg 的 PM-1；一种是净重为 132kg，携带燃料为 418kg，总冲量为 104546 kg/s。

反作用喷嘴共安装 12 个，额定推力为 0.1kg，轨道调整用推力器共安装 4 个，额定推力为 2.24kg。推力器呈对角线组装在推进舱周围，每组推力器由 3 个反作用控制推力器和 1 个轨道调整推力器组成。

该系统模块可校正航天器入轨误差，消除外部扰动，确保正确的入轨高度，进行角动量飞轮卸载。

5. MMS应用中的可调整性

对于不同卫星所配置的有效载荷和任务要求，MMS在实际使用中可对以下诸部分作相应调整：

(1) 姿态控制与推进系统

反作用飞轮的容量及磁力矩大小

推进剂贮箱容量

控制计算机软件

(2) 电源系统

镉镍蓄电池组容量

太阳电池阵输出功率（有效载荷舱部分）

(3) 通信/星上数据管理系统

遥控指令与数据格式

遥测程序与速率

天线布局

处理软件与存贮器单元

(4) 可靠性备份（硬件）功能单元数量

(5) 与有效载荷舱对接的适配器

5.7.2 法国的MK平台系列

MK-1平台

MK平台是一种适用于在太阳同步轨道上运行的多用途平台，能满足各种不同的对地观测飞行任务。它是法国在SPOT卫星平台基础上最早采用模块化设计发展起来的著名的多用途平台。MK平台主要包括下列模块：一个服务舱、一个推进舱、单翼太阳电池帆板和一个有效载荷的安装架。平台尺寸为2 m×2 m×3.5 m。服务舱包括姿态和轨道控制、电源、测控与星上数据管理系统等设备。服务舱为六面体（箱形结构），铝中心承力筒与隔板（安装设备）组合结构，中心承力筒底部与运载火箭对接。推进舱（高约1.4 m）在服务舱上部，安装2～4个高1 m，直径0.4 m的钛合金表面张力贮箱。太阳电池帆板安装在服务舱底部，发射时呈收拢状态，入轨后展开。有效载荷安装架位于推进舱侧面，通过16根碳纤维棒(增强型)和若干块钛板(有效载荷加强接口)把有效载荷的力传至中心承力筒。MK-1平台上的分系统级和部件级，包括硬件和软件均采用了模块化技术。MK-1多用途平台的性能见表5-10。MK平台的模块化设计见图5-16。采用MK平台的法国SPOT卫星和欧洲ERS-1卫星见图5-17和图5-18。

表 5-10　MK-1 平台的性能

项　　目	性　能　指　标
平台质量	1080～1250 kg
卫星总质量	1800 kg
轨道高度	600～1200 km（太阳同步轨道）
降交点地方时	上午 8：00～下午 4：00
电源系统	
太阳电池输出功率	1300～2200 W
蓄电池容量	3～4 组　24 Ah
姿态控制和轨道控制系统	
控制方式	三轴稳定，对地指向
指向精度	0.15°（三轴）
指向稳定度	8×10^{-4}°/s（俯仰）
	5×10^{-4}°/s（滚动、偏航）
推力器	3.5 N（6 个），15.6 N（10 个）
推进剂贮量	150～300 kg（2～4 个贮箱）
测控和星上数据管理系统	
频段	S 波段，上、下行
遥控速率	2000 bit/s
遥测速率	2048 bit/s
输出功率	17～23 dBm
接收灵敏度	−128 dBm
热控系统	
温度范围	−10～+50℃（鉴定范围）；+10～+30℃（实测）
工作寿命	3 年
可靠性	0.84（二年）

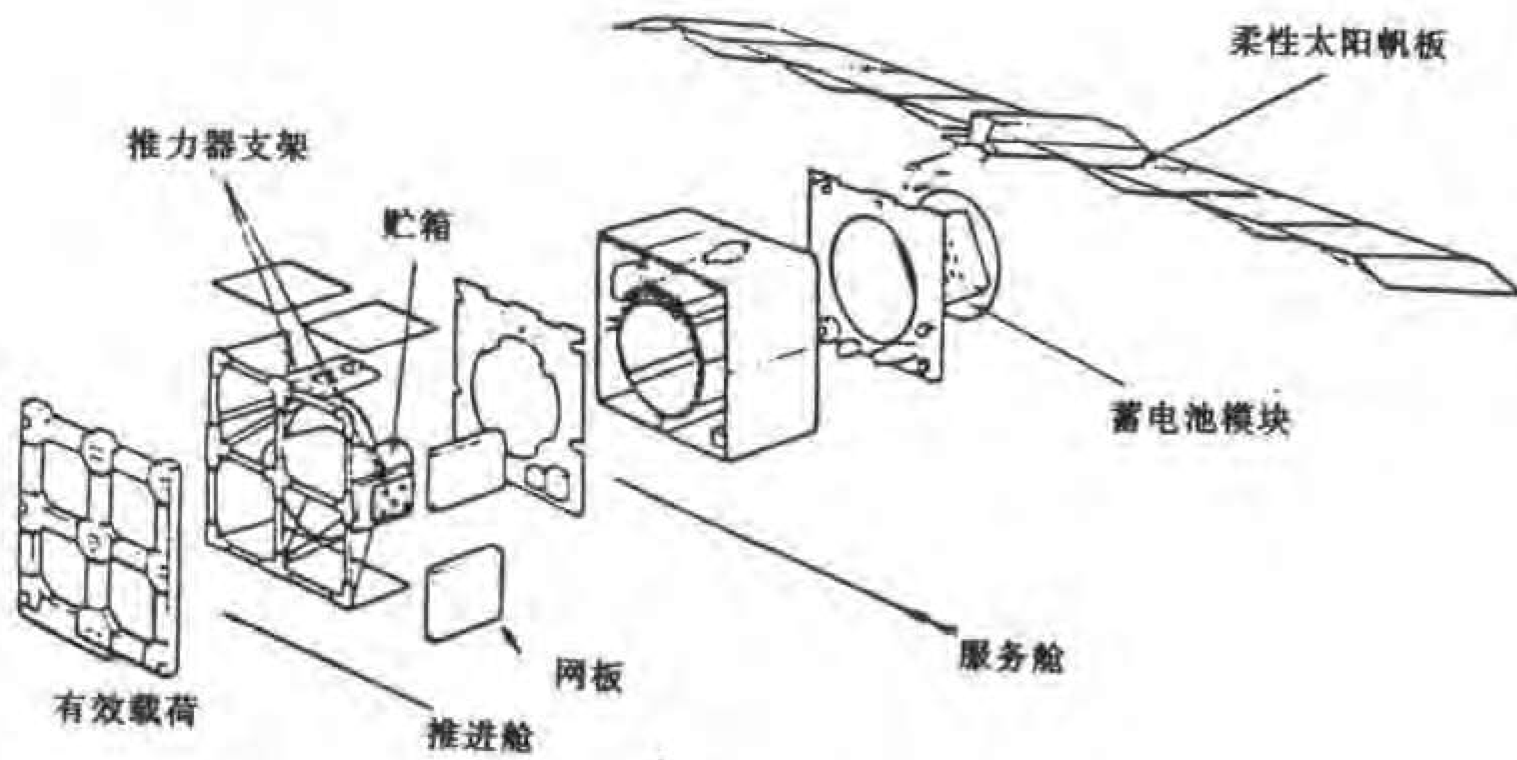


图 5-16 MK 平台的模块化设计

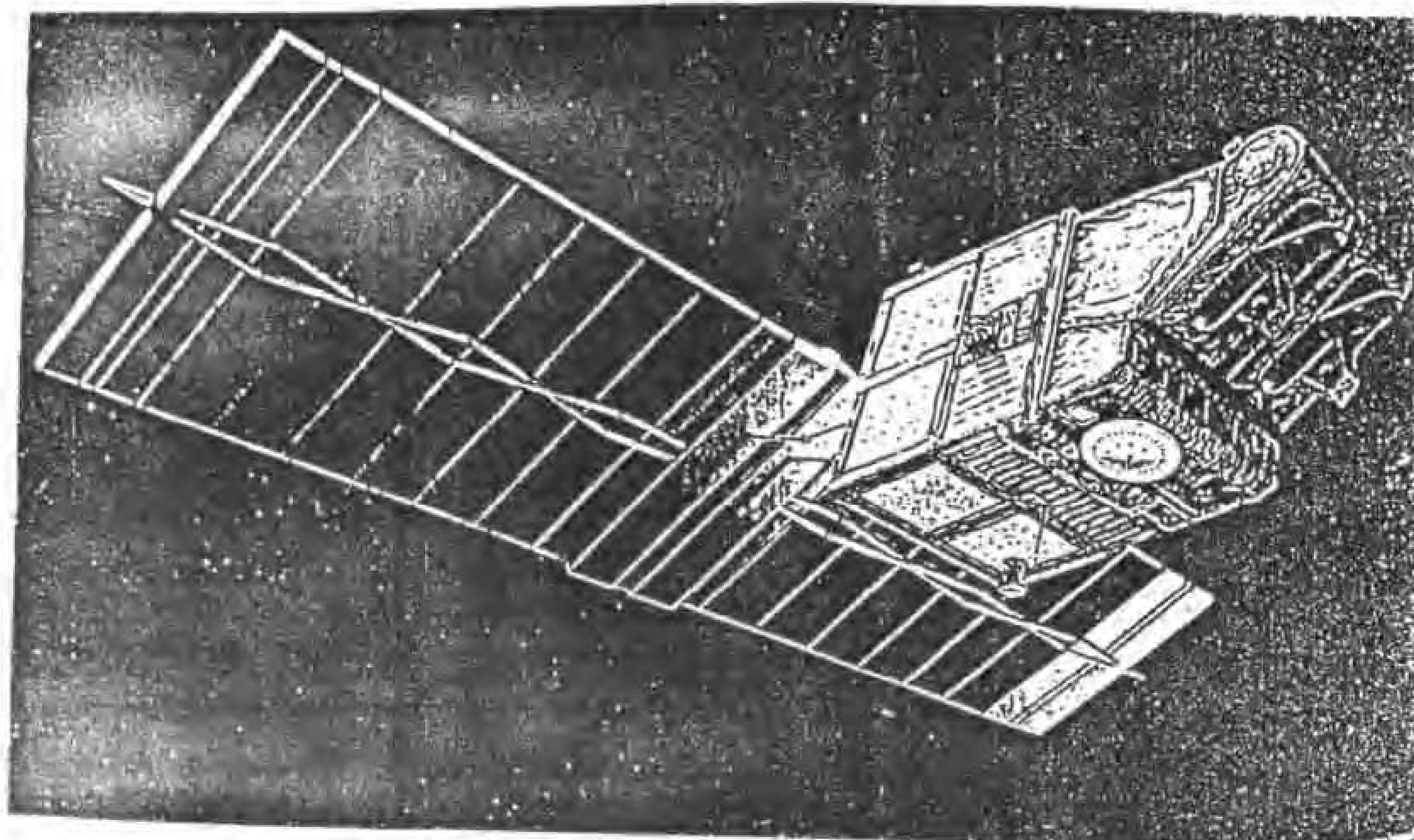


图 5-17 法国 SPOT 卫星飞行状态

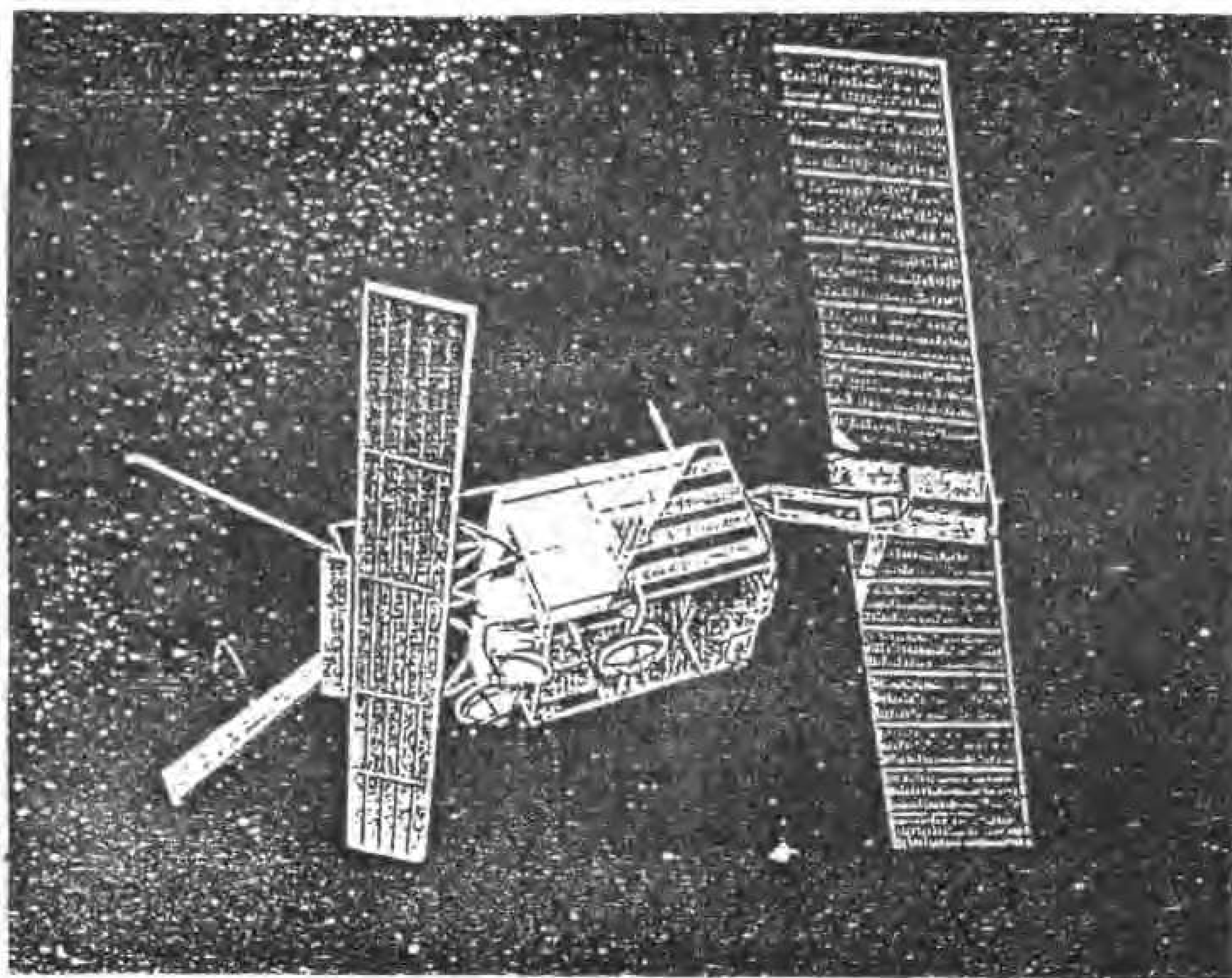


图 5-18 欧洲 ERS-1 卫星飞行状态

1. 电源系统模块

采用太阳电池和镉镍蓄电池联合供电系统。主要有电源控制装置和电源变换装置模块、蓄电池模块、太阳电池帆板及其输电机构。主要技术见表 5-11。

表 5-11 电源系统主要技术指标

项目	技术指标
太阳电池	
帆板	6~10 块
电流/块	7.7 A/块
最大输出功率	2600 W
蓄电池	
数量	3~4 组，24 Ah
总容量	2765 Wh
放电深度（与飞行任务有关）	15~20%
充电控制	±0.2%
可调电压	50 V±1%
不可调电压	23~37 V

2. 姿态和轨道控制系统模块

姿态和轨道控制系统（AOCS）保证卫星的指向精度和稳定性、太阳电池帆板驱动和轨道修正和调整。该系统由姿态测量、惯性执行机构和磁执行机构、应急反作用控制、反作用控制和太阳电池帆板驱动等5个单元组成。主要硬件有：6个陀螺组成的三轴惯性基准单元；2个圆锥扫描红外地平仪；2个数字式太阳敏感器；6个3.5 N和10个15.6 N推力器；3个磁悬浮飞轮；2对磁力线圈；1个太阳电池帆板驱动机构；星上计算机OBC。AOCS的主要技术指标见表5-12。

表 5-12 AOCS 的主要技术指标

项目		技术指标
姿态控制		
类型		零动量三轴稳定
指向精度（最大值）		0.15（°）（3σ）（三轴）
指向稳定度（最大值）		8×10^{-4}（°）/s（俯仰轴）
		5×10^{-4}（°）/s（滚动轴和偏航轴）
姿态测量	—地球敏感器	0.1（°）（俯仰轴和滚动轴）
	太阳敏感器	0.05（°）（偏航轴）
速率测量	—积分陀螺	10^{-4}（°）/s
机动（最大值）	—飞轮力矩	0.2 Nm
	—角动量	15 Nms
轨道控制		
类型		两组肼推进系统，互为备分，钛表面张力贮箱2～4个，每个贮箱装肼75 kg
推力器		3.5 N×6，15.6 N×10
轨道调整	—轨道平面内（a，ω，e）	
	—轨道平面外（i）	
	最小冲量15 Ns	
总冲	620000 Ns	

3. 通信和测控系统模块

模块化通信和测控系统，星上有2台应答机、2台发射机和2架S波段天线。主要技术指标见表5-13。

表 5-13 通信和测控系统主要技术指标

项　　目	主 要 技 术 指 标
上行频率	2025～2110 MHz
下行频率	2200～2290 MHz
遥测速率	2048 b/s
遥控速率	2000 b/s
输出功率	17～23 dBm（1 dBm/步）
接收灵敏度	－128 dBm（S/N：10 dBm）
下行频率稳定度	10^{-10}/s（相干）
传输时间（主频）	50 ns（最大值）

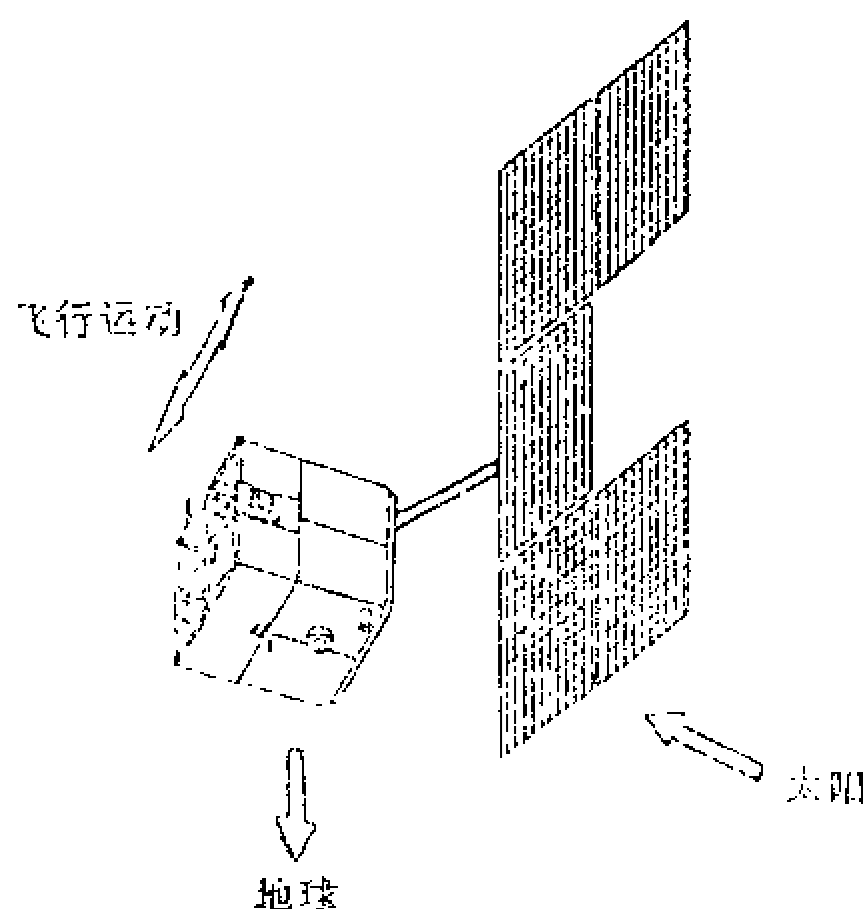


图 5-19　MK-1 平台

4. 数据管理系统模块

星上各种数据由计算机管理。地面发出的遥控指令可以直接控制星上仪器，也可以发送给星上计算机。星上计算机将地面指令存贮起来或立即执行。星上计算机与星上各种设备之间通过 OBDH 标准数据总线传输信息。星上计算机拥有遥测数据采集和数据管理的职能。星上计算机负责执行输入/输出、存储、时钟、监测和控制，卫星运行管理，故障检测隔离和结构重构等功能。

5. 推进系统模块

MK 平台中的单组元肼推进系统以脉冲形式提供姿态和轨道调整所需的力和力矩。推

进系统及其部件均实现模块化，并构成独立的推进舱。推进系统由贮箱、推力器组件、管路模块和电气接线模块等各个模块组成。推进系统共有两路互为备份的推进装置，各有8个推力器，共用2个或4个肼贮箱。肼贮箱都是标准的模块化箱体，它和模块化接口连接。推力器又以模块形式出现，SPOT卫星有4个推力器模块，“俯仰—偏航”模块2个，其安装面垂直于轨道方向，2×2个15.6 N推力器（轨道和偏航控制），2×1个3.5N推力器（俯仰控制）；“滚动”模块2个，其安装面朝空间，2×1个3.5 N推力器（滚动控制），2×1个15.6 N推力器（滚动控制）。输送系统模块有：半球顶圆柱体贮箱2或4个（安装在中心承力筒中），流体接口模块一个（安装面朝地球），将各部件模块和推力器模块连接起来的管路模块若干个。

6. MK-1平台应用中的可调整性

根据卫星不同的飞行任务要求和有效载荷配置，平台可作如下调整：

（1）与有效载荷连接部分的结构；

（2）太阳电池帆板的贴片面积和蓄电池容量；

（3）热控；

（4）飞行软件；

MK平台系列

由于MK平台采用了模块化技术，所以具有很大的发展潜力，在MK-1平台的基础上形成MK-Ⅱ平台和加强型MK-Ⅱ平台系列。

MK-Ⅱ平台继承了MK-1平台的设计和技术，并作了下述改进：(1)加强中心承力筒结构，采用4 mm厚铝合金筒，将有效载荷承载能力从660 kg提高到840 kg；(2)将柔性帆板改为刚性帆板，面积由12m²增加到24.7 m²，供电能力提高到2500 W，蓄电池容量从24 Ah×4增加到40 Ah×4，(3)改进或更新SPOT-1卫星飞行中发生故障的部件（如存贮器）；(4)改善机电部件和陀螺的耐磨损性；(5)增加消耗品的携带量（肼、蓄电池），设计寿命从3年增加到5年；(6)增大存贮器容量；(7)提高平台可靠性；(8)改进并丰富星上软件。MK-Ⅱ平台见图5-19。

加强型MK-Ⅱ平台是在MK-Ⅱ平台的设计和技术基础上，主要改进是：(1)为了提高平台的承载能力，将有效载荷质量从840 kg增加到1700 kg，增加中心承力筒结构；(2)增大太阳电池帆板和贴片面积，使太阳电池输出功率大于5000 W，并增大蓄电池容量。

三种MK平台的主要技术指标见表5-14。

表5-14 MK平台系列的主要技术指标

	MK-Ⅰ平台(ERS-1)	MK-Ⅱ平台(SPOT-4)	加强型MK-Ⅱ(极轨平台)
有效载荷质量	660 kg	840 kg	1700 kg
太阳电池阵输出功率(寿命末期)	2100 W（3年后）	2200 W（4年后）	5200 W（4年后）

续表 5-14

	MK-Ⅰ平台 (ERS-1)	MK-Ⅱ平台 (SPOT-4)	加强型 MK-Ⅱ (极轨平台)
蓄电池容量	96 Ah (4 组)	160 Ah (4 组)	320 Ah (4 组)
遥控速率	20 MLC/s	60 MLC/s	60 MLC/s
遥测速率	2 kb/s	4 kb/s	4 kb/s
姿态控制精度 (最大值)	0.15° (3σ)	0.15° (3σ) 0.03° (用星敏感器)	0.15° (3σ) 0.03° (用星敏感器)
存储器容量	64 K 冗余字	128 K 冗余字	128 K 冗余字
寿命	3 年	5 年	5 年
可靠性	0.8 (2 年)	0.8 (4 年)	0.8 (4 年)

5.8 质量特性分析

空间飞行器的质量特性分析包括计算质量、质心位置、转动惯量和惯性积等参数。质量特性分析虽然概念很简单，但要做好它却是一件繁琐、细致和复杂的工作。

质量特性计算和总体布局一样，随着空间飞行器研制阶段的发展从粗到精，逐步完善的过程。质量特性计算的原始依据是：

1. 空间飞行器总体布局图。用来确定计算单元的质心坐标值。

2. 空间飞行器产品配套表和产品质量分配表。用来确定计算单元的质量 (m_i)。

3. 空间飞行器仪器、设备外形图和空间飞行器结构外形尺寸。用来确定计算单元的外形尺寸或简化的几何图形的尺寸。

上述第 2、3 条实际上是编制综合一览表，这种表格通常叫做工作分解结构 (WBS)。即把整个空间飞行器分成若干个结构层次，每个结构层次又分成若干级。例如把空间飞行器按舱段划分的结构块（公用舱、有效载荷舱、推进舱）叫做第一结构层次，飞行器上所有分系统叫做第二结构层次，每个分系统有时需要再细分为第三、四、五个结构层次，有时一直分解到各个部件。每个分系统工作分解结构层次的多寡视实际需要而定。例如结构系统 (2 级)、主结构 (3 级)、次结构 (4 级)、支架 (5 级)、五级结构层次还可以再细分。而推进系统 (2 级)、贮箱、阀门、管道、推力器都可以定为三级，可以不再往下细分。虽然这种表格对质量特性计算是必需的。

5.8.1 质量估算

质量估算在很大程度上是一项依赖于经验的专门技术，特别是在可行性论证阶段和方案阶段更是如此。现在，在标准空间飞行器质量估算中普遍采用工作分解结构，即分系统表格，见表 5-14。利用上述表格促进了建立质量数据库的发展，因为在许多计划里类似的系统部件放在同一栏目里，而且安装设备等因素也都是差不多的。

在空间飞行器工程设计中，质量估算通常有下几种方法，随着研制阶段的发展而选定。

这里大致按精确度增加的顺序描述。

· 类比法　该方法对那些类似于国内外现有的新设计或改进现有的设计是非常有用的。这种方法用于分系统的质量估算，给出分系统"功能块"的一览表。假定这些功能块的质量与已有的具有相同功能、特点和应用的设备质量大致相等，这种做法通常是方便的，其精确度也是合适的。现在空间技术发展非常迅速，大多数分系统都可以找到可以类比的参数。

· 母型法　该方法和类比法有点相似，对于改进现有的型号设计是非常有用的。一部分系统的功能块质量和功能几乎没有什么变化，另一部分系统功能块质量根据设计经验可以作到比较精确的估算。

· 质量计算法　该方法在方案设计和技术设计充分完善时是合适的。质量计算法的精确度比类比法和母型法又提高了一步，即使用同样的质量计算方法，技术设计阶段的精确度比方案设计阶段更接近于真实值。通常必要的完善程度首先在结构里得到，最后在电子设备里得到。在结构部件根据它的外载荷完成设计并确定了尺寸以后，其质量可由结构上采用金属和非金属的体积乘上它们相应的密度确定。同样地，"功能块"完成设计时，其质量由它们的部件及其装配和安装设备的总质量确定。

· 秤重法　秤重法又叫质量测量法。显然，它是所有方法中最精确的一种方法。设计件制造出来后，就可以放在秤盘上秤重。质心和惯性特性也可以测量出来。

· 质量增长余量　质量增长余量是质量估算的最后步骤，也是质量特性分析技术的重要内容。根据历来空间飞行器的研制经验，制造出来的产品质量总是大于设计估算值。其主要原因是对设计要求和技术难点认识不足，对方案的成熟程度认识不足，对具体技术细节事先不可能有透彻的了解，所以必须留有适当的质量增长余量。在方案设计阶段，一般留有 10～50%的增长余量。如采对方案很了解或者也已经研制过的类似系统为基础，通常应取下限。新方案或先进的方案通常留有较大的增长余量。质量增长余量不同于设计余量，不能由它代替。设计余量的作用是使风险或故障降到最小，表明实际工作条件与设计条件不同而给与的系数，一般选取 1.4 到 2，或者更大。

将空间飞行器划分为若干个计算单元，则空间飞行器总质量

$$M = \sum_{i=1}^{n} m_i$$

式中：M 是空间飞行器质量（kg），m_i 是计算单元质量（kg），n 是计算单元数量。

5.8.2　质心位置计算

利用质量特性计算的原始依据，根据力矩平衡原理，求空间飞行器的质心位置，即

$$x_c = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i x_i}{M} \tag{5-2}$$

$$y_c = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i y_i}{M} \tag{5-3}$$

$$z_c = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i z_i}{M} \tag{5-4}$$

式中：x_c，y_c，z_c 是空间飞行器质心在参考坐标系上的坐标（m），x_i，y_i，z_i 是第 i 个计算单元在参考坐标系上的坐标（m）。

在计算过程中，可以分别先求出飞行器上可变部分质量的质心和不变部分的质心，再求出整个飞行器的质心。将可变质量分开，更便于计算质心变化情况及各特征点的飞行器质心位置。可变质量的质心坐标为

$$x_{mc} = \frac{\sum_{i=1}^{n} M_{mi} X_{mi}}{\sum_{i=1}^{n} M_{mi}} (i = 1,2,\cdots,n, n = \text{可变质量的计算单元数量}) \tag{5-5}$$

不变质量的质心坐标为

$$x_{mc} = \frac{\sum_{i=1}^{n'} M_{ni} X_{ni}}{\sum_{i=1}^{n'} M_{ni}} (i = 1,2,\cdots,n', n' = \text{不变质量的计算单元数量}) \tag{5-6}$$

则空间飞行器的质心坐标为

$$x_c = \frac{\sum_{i=1}^{n} M_{mi} X_{mi} + \sum_{i=1}^{n'} M_{ni} X_{ni}}{\sum_{i=1}^{n} M_{mi} + \sum_{i=1}^{n'} M_{ni}} \tag{5-7}$$

同样可以列出 y_c 和 z_c 的类似方程式。

5.8.3 转动惯量计算

计算空间飞行器的转动惯量常用的方法是将空间飞行器划分成若干个具有基本形状的计算单元，分别计算这些基本形状绕其自身质心的转动惯量，然后把这些转动惯量加起来得到整个空间飞行器的转动惯量

$$J_x = \sum_{i=1}^{n} J_{x_i} + \sum_{i=1}^{n} M_i (y_i^2 + z_i^2) - M(y_c^2 + z_c^2) \tag{5-8}$$

$$J_y = \sum_{i=1}^{n} J_{y_i} + \sum_{i=1}^{n} M_i (x_i^2 + z_i^2) - M(x_c^2 + z_c^2) \tag{5-9}$$

$$J_z = \sum_{i=1}^{n} J_{z_i} + \sum_{i=1}^{n} M_i (y_i^2 + x_i^2) - M(y_c^2 + x_c^2) \tag{5-10}$$

式中：J_x，J_y，J_z 是飞行器对飞行器坐标系的转动惯量（kgm^2）；

J_{xi}，J_{yi}，J_{zi}是第 i 个计算单元绕自身轴的转动惯量（kgm^2）。

基本形状绕自身轴的转动惯量可以在书籍和文献中找到，图 5-20 给出若干常用基本形状绕自身轴的转动惯量。

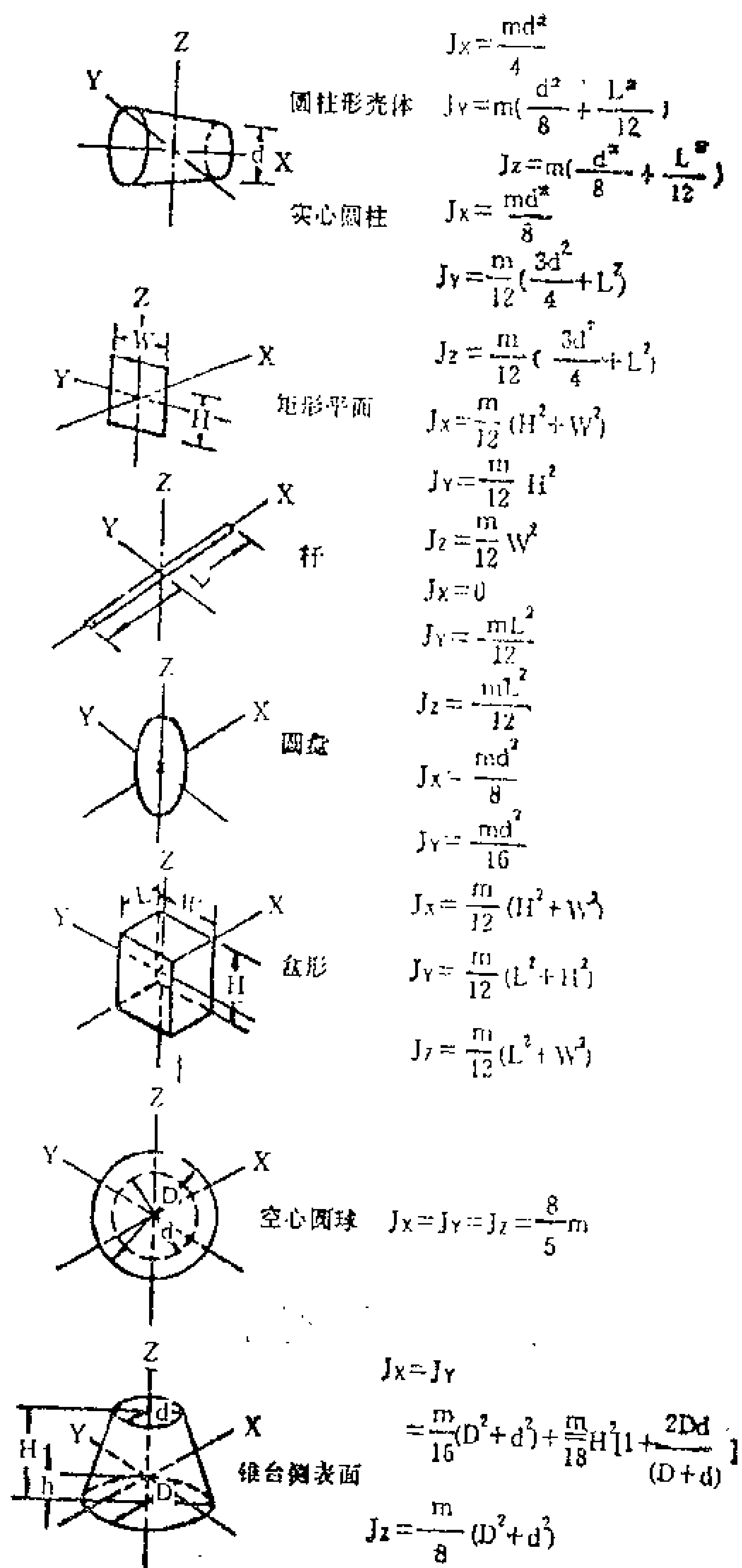


图 5-20 常用基本形状和转动惯量

5.8.4 惯性积计算

计算空间飞行器的惯性积同样是将空间飞行器划分成若干个具有基本形状的计算单元，分别计算这些基本形状绕其自身的惯性积，然后把这些惯性积加起来得到整个空间飞行器的惯性积。

$$J_{xz} = \sum_{i=1}^{n} m_i x_i z_i - M x_c z_c \tag{5-11}$$

$$J_{yz} = \sum_{i=1}^{n} m_i y_i z_i - M y_c z_c \tag{5-12}$$

$$J_{xy} = \sum_{i=1}^{n} m_i x_i y_i - M x_c y_c \tag{5-13}$$

式中：J_{xz}，J_{yz}，J_{xy}是飞行器对飞行器坐标系的惯性积（$kg \cdot m^2$）；

一般情况下，计算单元绕其自身坐标系的惯性数值较小。

空间飞行器的质量、质心位置、转动惯量和惯性积的计算既繁琐又复杂，可将这些计算模型经过简化处理后，编出计算程序，利用计算机辅助计算质量、质心位置、转动惯量和惯性积。

参考文献

[1] 褚桂柏．人造地球卫星总体设计研究，1981.
[2] 褚桂柏主编．空间平台．北京：中国科学技术出版社，1993.
[3] 褚桂柏，张敬铭．卫星模块化设计研究，1995.
[4] 邹家华主编．中国大百科全书航空航天卷．北京：中国大百科全书出版社，1985.
[5] 褚桂柏等译．空间站和空间平台．北京：中国科学技术出版社，1991.

第6章　结构系统

6.1　概述

6.1.1　结构系统的功能

结构系统是卫星中的最大系统，类同于建筑中的房屋结构。

结构系统的主要功能如下：

维持卫星外形构型；

提供其它系统的安装空间；

满足各种设备的安装方位、精度等要求；

支承和保护设备，确保在各种受载条件下设备的安全；

满足自身的刚度、强度和热防护等要求，确保卫星的完整性；

提供其它的特定功能，如：伸展部件（太阳翼、天线）的解锁、展开和锁定等。

6.1.2　组成与分类

6.1.2.1　组成

按国内惯例，卫星结构系统包括如下组成：

结构；

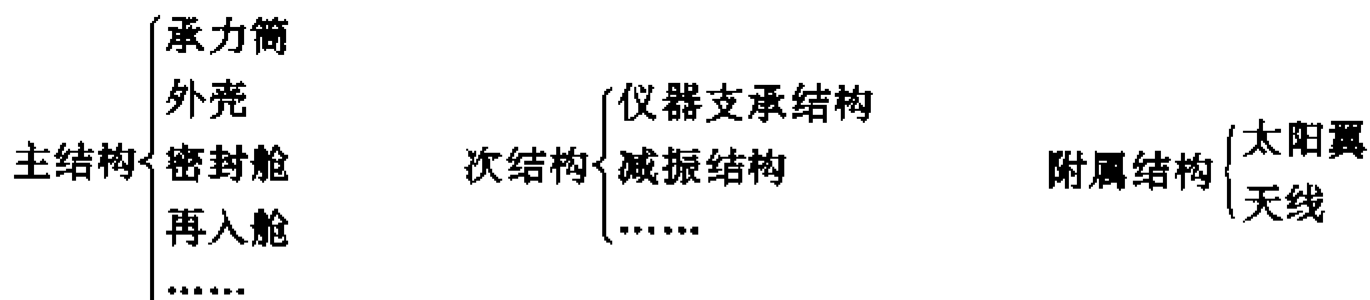
机构；

安装。

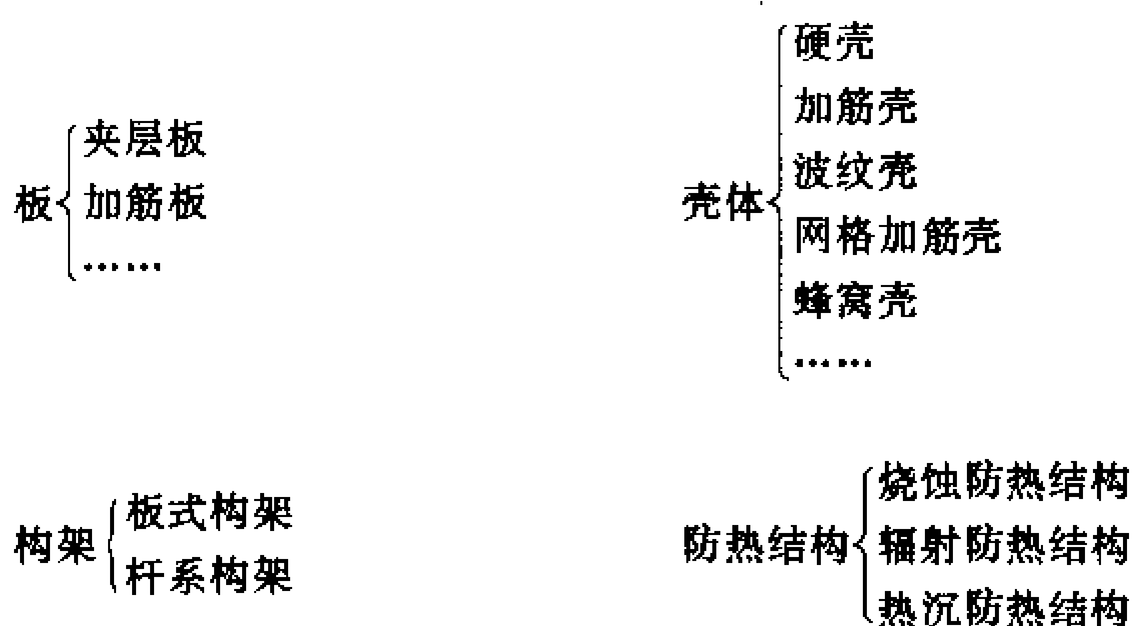
6.1.2.2　分类

卫星是非定型产品，各型号卫星的任务性质差异很大，构形各不相同且不断变化，因而卫星结构无严格的分类标准。在研制工作中，通常按部件功能与力学性能两种分类法进行分类，现分述如下：

· 按部件功能分类



· 按力学性能分类



6.1.3 星上典型结构简介

图 6-1 为法国研制的地球资源卫星结构的分解图

由图可见，两段舱体均以蜂窝夹层板组成的箱体结构，其中公用舱（平台）中央以筒壳作为主承力构件，两舱间以管系支架为舱间的承力连接结构，在有效载荷舱中由以管系支架作为天线的支承结构，星体的顶部和底部分别由板式的可展天线和太阳翼，它们在发射状态时折叠收拢，入轨后，按程序依次动作机构部件、解锁、展开和锁定，最终构成卫星的在轨构形。

现就几种典型结构部件介绍如下：

· 承力筒

在各型号卫星（如通信广播卫星、气象卫星、资源卫星等）中广泛应用了承力筒结构。它们通常可以是加筋壳、波纹壳或蜂窝夹层壳等。所用的材料有：铝合金、碳纤维复合材料、钛合金等。图 6-2 为国际通信卫星 V 用的两种承力筒结构，图中 a 为铝合金波纹壳；b 为碳纤维复合材料蜂窝夹展壳。

· 蜂窝板

蜂窝板由于它优良的力学性能、高的比刚度和比强度，是卫星结构中应用最广泛的结构件。通常用于仪器安装板、太阳翼基板和天线反射面结构等。蜂窝板的常用材料为铝蜂窝夹心和铝合金或碳纤维复合材料表板，有时因电性能要求（如天线），还采用凯芙拉纤维复合材料作为表板材料等。

· 防热结构

防热结构通常为复合的结构型式，以便既要起防热功能又能承受载荷保证正常的结构功能。图 6-3 示出了几种烧蚀防热的结构形式，以供参考。

6.2 结构设计

6.2.1 结构设计要求

（1）构形与布局要求

根据卫星功能的需要和运载工具的具体约束条件，总体应提出卫星的构形与理论外形

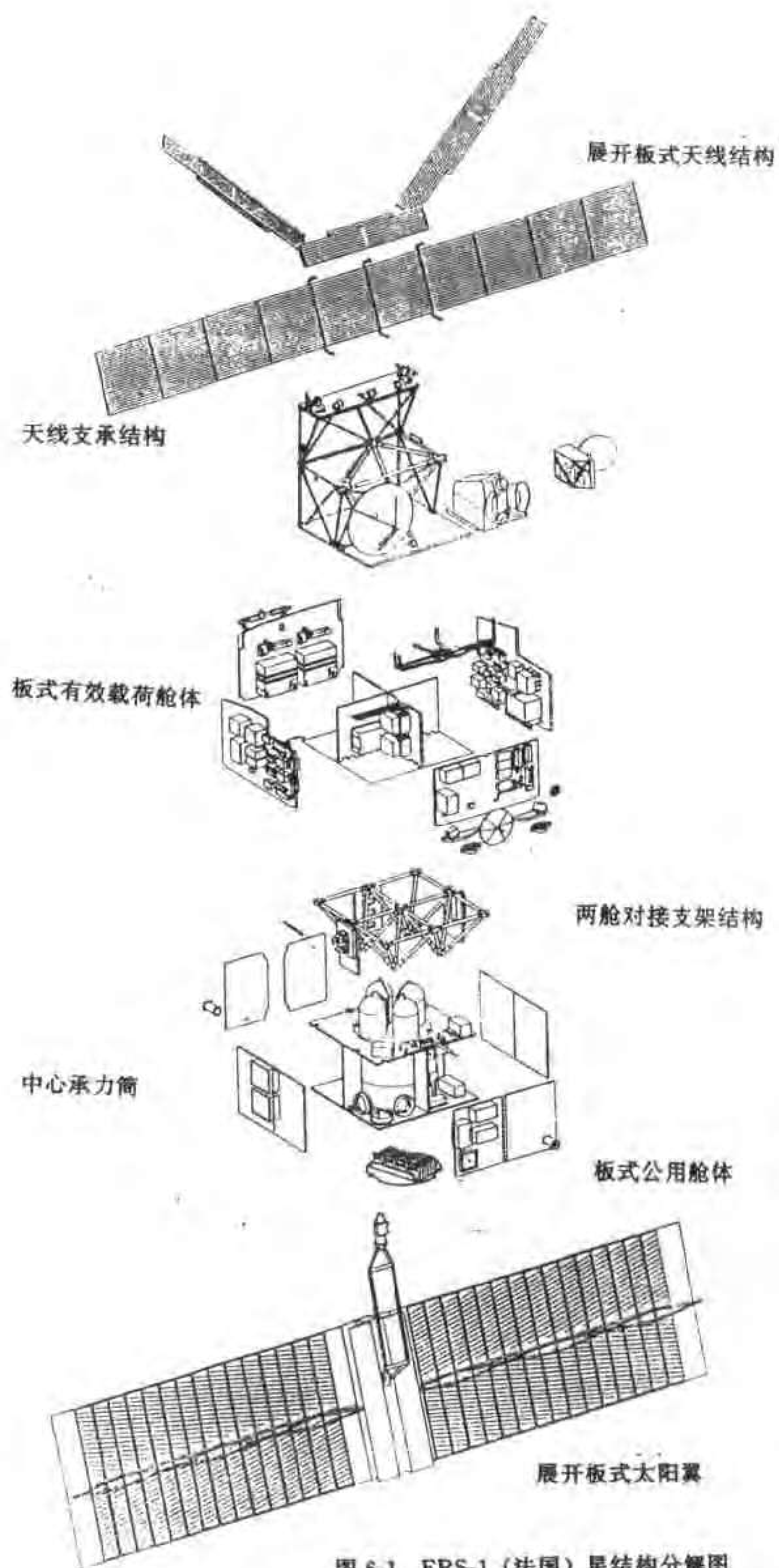


图 6-1　ERS-1（法国）星结构分解图

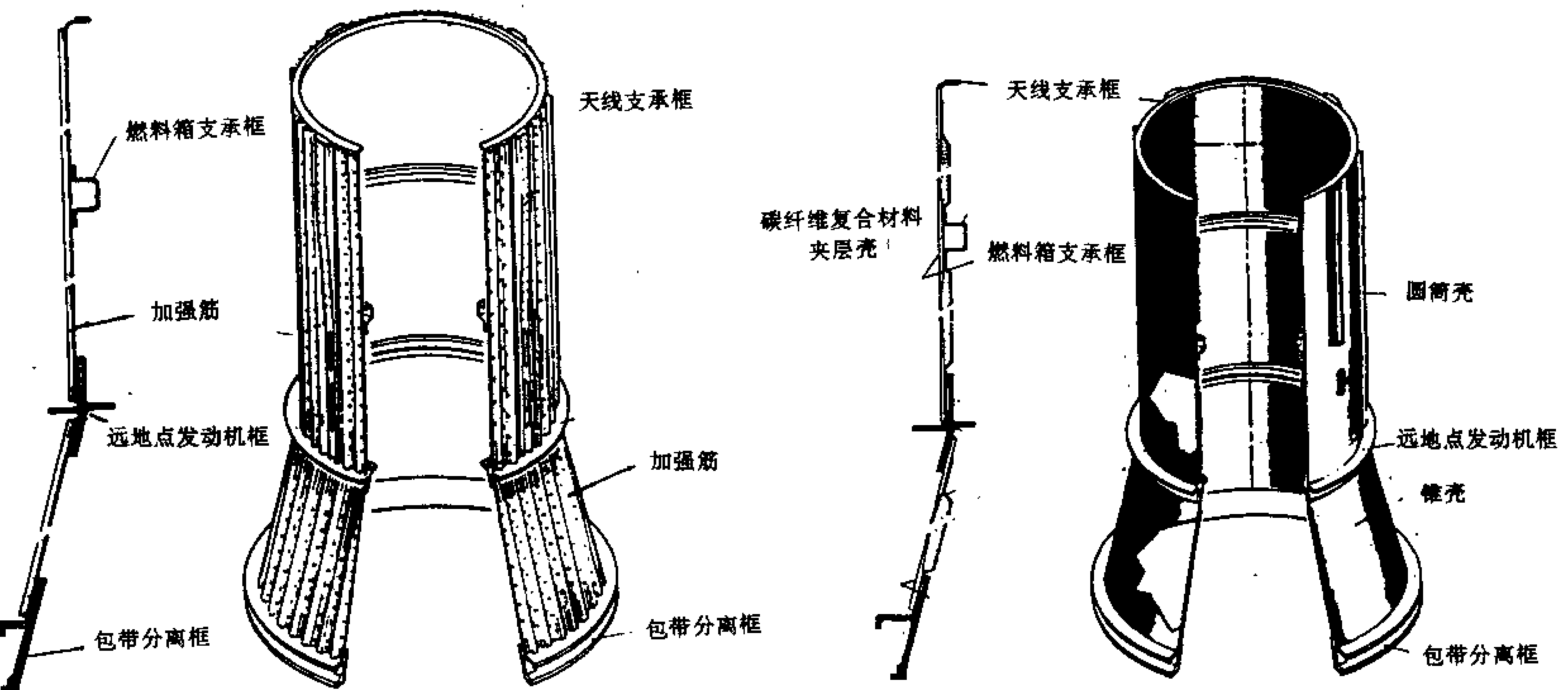


图 a. 铝合金中心承力筒

图 b. 碳纤维复合材料中心承力筒

图 6-2 国际通信卫星-V 的承力筒结构

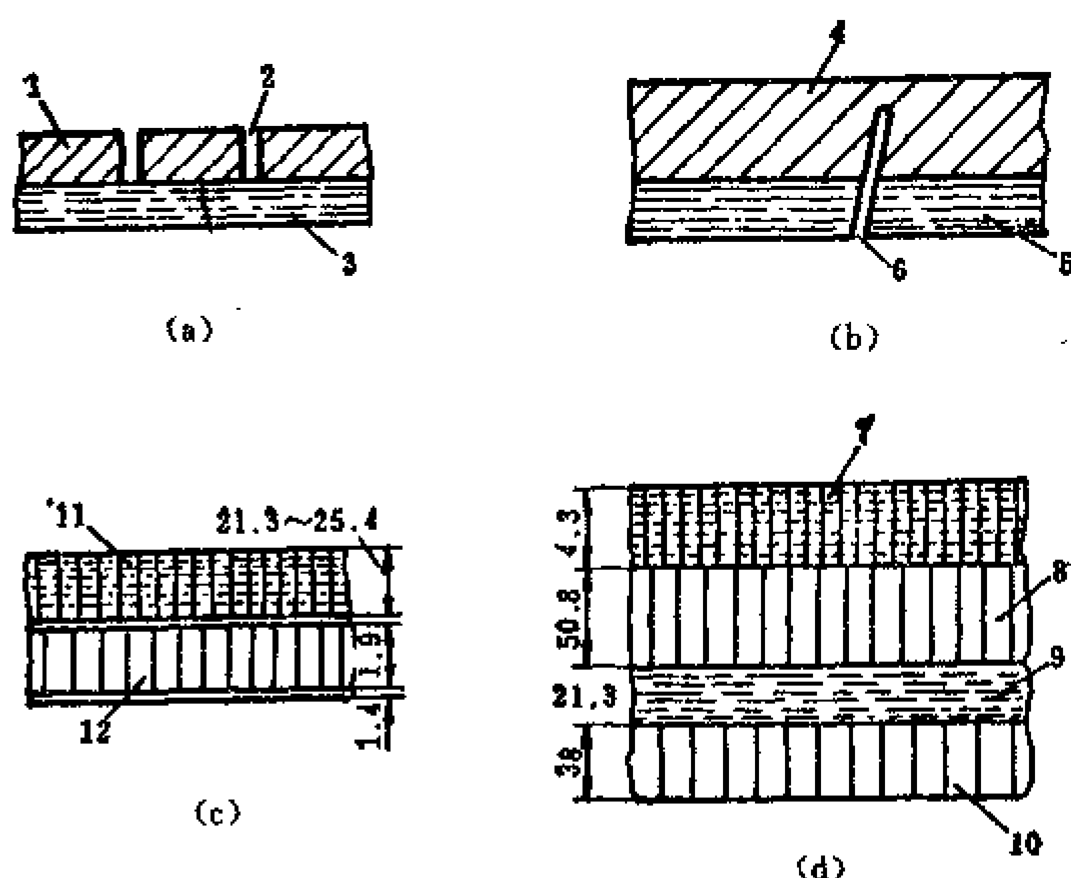


图 6-3 载人飞船的烧蚀防热系统

(a) 生物卫星；(b) "水星" 飞船；(c) "双子星座" 飞船；(d) "阿波罗" 飞船

1—酚醛尼龙；2—锯裂缝；3—背壁结构（酚醛玻璃钢）；4—酚醛玻璃；5—层压玻璃钢；6—缝合钉；7—填充在玻璃钢蜂窝内的加酚醛小球的热塑料环氧（AVCO5026-39）；8—不锈钢钎焊蜂窝结构；9—隔热毡；10—铝蜂窝结构；11—填充在酚醛玻璃蜂窝夹心内的硅橡胶（DC-325）；12—玻璃钢蜂窝夹层结构。

尺寸，并规定舱段的划分、星内空间与安装面积的分配、仪器设备的布局等。并应通过实物模型的模装或CAD模装，确保各仪器设备既无相互干扰又能满足整星的质量特性要求。

只有在卫星构形和仪器设备布局要求确定后，才能进行具体的结构设计。

(2) *质量指标*

卫星的质量将受到运载能力的制约，在总质量限制的条件下，总体应分配结构系统的质量指标。通常卫星结构质量约为整星质量的10%左右。

(3) *工作寿命*

卫星的工作寿命短则几天，长达十多年，工作寿命的长短会在某种程度上影响到结构的设计，例如对一些直接暴露在空间的非金属材料，诸如密封材料、润滑材料等由于空间环境效应，将会随着工作时间的增长而性能变坏，又如飞船的压力座舱，随工作寿命的增长会增加微流星等撞击的概率等。

(4) *刚度和强度要求*

要求结构在整个寿命期间（包括制造、贮存、运输、吊装、试验、发射、上升、轨道

运行、再入等阶段）内，能承受预计的或可能发生的力学、热真空、空间辐照和再入环境等。在这些因素作用下，结构不产生破坏，并应满足变形的控制范围。除此之外，为了避免卫星与运载火箭之间低频的动态振动耦合，为此卫星结构的基本振动频率满足一定要求。如法国阿星安-4 运载火箭要求卫星应具有一定的结构刚度，以保证：

· 卫星的横向基本弯曲频率大于 10 Hz，或 15 Hz（双星发射）。

· 卫星的纵向基本频率大于 31 Hz。

为了避免附属结构和柔性结构（如天线和太阳翼等）产生过大的动力耦合载荷，通常还应使这些构件设计或自然频率避免与卫星的主要基频相重合。

(5) 接口要求

结构设计中应协调各系统间的光、电、热等物理接口与各舱段和设备连接的机械接口，精度分配要求等，确保各系统间、各系统与结构系统间的协调和匹配。

(6) 可靠性要求

总体应根据整星的可靠性要求，分配结构系统（含机构）的可靠性指标。并应通过设计规范的形式对结构设计和分析的极限安全系数作出具体的规定。

(7) 功能要求

根据任务的需要，结构系统应满足各类功能要求。例如，太阳翼的展开、舱门和镜头防尘罩的开闭、舱段的分离功能要求等。

(8) 结构材料要求

总体应根据任务和功能的要求，对结构系统的材料提出选用要求，其中包括有：

对光学部件的防污染要求结构材料的真空失重率和可凝聚挥发物的指标；

热控系统对某些结构部件和材料的导热或隔热要求，以及材料表面处理等要求；

天线系统对天线结构、支撑座、天线罩、天线窗等材料，电磁波反射率、透波率及绝缘性等要求；

载人密封舱结构材料的防火和阻燃要求等。

6.2.2 结构设计原则

(1) 可靠性

在庞大的系统工程中，分系统首先应满足总体分配的可靠性指标。确保安全可靠、万无一失的原则应贯彻在整个研制过程中。为此，结构应尽可能采用经过考核的成熟技术，强调继承性，零、部、组件和系统组合上的简单性，提高设计、分析和工艺制造的可靠性。

(2) 先进性

在保证可靠性前提下，在研制周期和费用允许范围内，尽量采用新技术、新材料、新工艺以减轻结构质量，提高结构效率。

在设计中，尽量采用优化技术，使结构零件的安全裕量控制在合适的范围内。还应使非飞行载荷由地面设备担负从而避免飞行结构和设备在地面时的不合理的受载。

（3）经济性

设计应力求结构系统的总成本最小。总成本包括研制、生产以及执行任务所必需的试验、使用、检测、修理等项目的成本。

（4）通用性

部件应尽可能设计成标准模块，以便简化工装设备，有利于更换、维修和继承。为了节约成本、缩短研制周期，结构系统的设计应有较高的标准化系数。

（5）工艺性

结构系统设计应使零、部件具有良好的工艺性，以保证设计指标的实现。重要零、部件决不采用不成熟的工艺。结构设计应减少使用大型非标准的专用工装夹具，以缩短研制周期和节省研制费用。

（6）保养性

结构系统设计应强调使结构材料、形式、连接、密封等所需的维护最少，并应适当考虑到其他系统的可接近、检查、更换、修理、翻新等要求。避免重复的地面维护。能以最少的费用，使卫星和结构系统得到保养。

6.2.3 结构设计载荷

（1）环境与载荷

结构系统在工作寿命期内会遇到的环境有地面、飞行、轨道和返回等环境。

·地面环境包括有操作（如支承、起吊、翻转等），运输和地面试验。

·飞行环境包括有过载、压力变化和动力环境。而动力环境是运载火箭在下列因素引起的，它们是：

——发动机起动和关机激起的纵向和横向振动；

——级间分离激起的纵向和横向振动；

——阵风激起的横向振动；

——发动机喷气流及气动噪声激起的声振；

——跨音速飞行时激波引起的结构抖振；

——箭体结构、输送系统与发动机推力耦合引起的纵向跷振（简称 POGO 振动）；

——控制系统与箭体耦合引起的横向自激振荡；

——轨道环境包括有真空辐照、高低温交变和微流星撞击等；

——返回环境包括有再入气动加热、气动压力和着陆（水）撞击等。

上述环境对卫星结构产生下述载荷：

静力载荷包括有纵、横向加速度和压力载荷；

动力载荷包括有纵、横向振动、声振和冲击（火工品或着陆）载荷；

热载荷包括有轨道上的温度及其交变载荷和再入的气动热流等；

空间的粒子辐照和微流星撞击等。

(2) 飞行极限载荷

在飞行期间内，卫星结构上作用有各种静、动载荷，结构设计中，必须考虑能经受住任何飞行时刻这些载荷的合成。通常以准静态载荷来表示静、动载荷的组合，它是定义为飞行中的静力加速度叠加动力耦合响应加速度。由准静态载荷观点考虑，卫星结构设计时应考虑的最严重的飞行时刻通常有：

· 在出现最大动压期间；

· 在发动机关机推力终止前；

· 刚好在推力中止，级间分离时。

表 6-1 列出了阿里安-4 运载各时刻的低频静、动加速度值和飞行极限载荷。

表 6-1 阿里安-4 飞行极限载荷

飞行时刻	载荷	加速度 (g)	
		纵 轴	横 轴
最大动压期间	QSL	−3.0	±1.5
	S+D	−2±1.0 (5 到 100 Hz)	±0.2±0.4 (5 到 100 Hz)
发动机推力终止前	QSL	−7.0	±1.0
	S+D	−4.5±1.0 (5 到 100 Hz)	±0.8±0.4 (5 到 18 Hz) ±0.6 (18 到 100 Hz)
发动机推力中止时	QSL	+2.5	±1.0
	S+D	±1.0 (5 到 100 Hz)	±0.8 (5 到 18 Hz) ±0.6 (18 到 100 Hz)

注：纵轴栏中的负号表示压缩。

横向载荷可以以任何方向与纵轴载荷同时作用于卫星上。

准静态载荷 (QSL) 全部均匀地作用在卫星上。静 (S) 载荷和作用于卫星底部的动 (D) 载荷（正弦振动）组合。

而卫星内部的加速度分布与卫星构形有关，在卫星一些部位还会受到比上述更高的加速度载荷，应通过星箭组合模型进行动力耦合分析来确定这些载荷。

对附属结构和柔性构件（如太阳翼、天线、推进剂贮箱等）要能够承受在卫星底部引入的动态环境，同时要考虑到卫星结构引起的载荷放大量级。

(3) 设计载荷

设计载荷通常定义如下：

设计载荷＝安全系数×鉴定级准静态载荷

=安全系数×（1.5×飞行级准静态载荷）

安全系数的推荐值（阿里安空间中心推荐）：

极限应力设计时，最小取 1.25；

屈服应力设计时，最小取 1.1；

对附属结构和柔性结构安全系数至少为 1.5；

（4）卫星结构动力分析概述

为确切了解卫星结构载荷情况，应对卫星与运载的组合模型进行动力耦合分析工作。耦合分析工作的流程框图可见图 6-4。

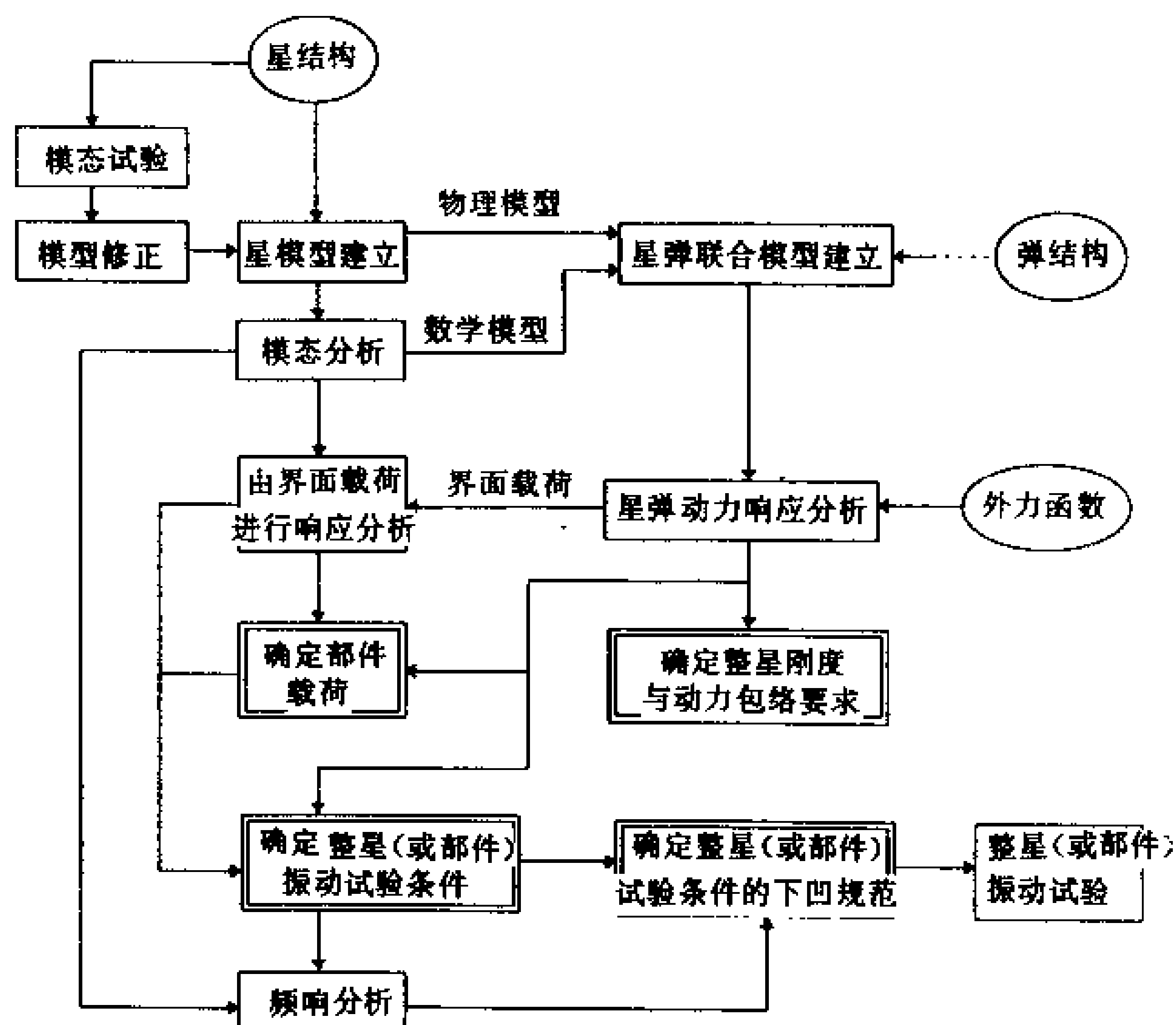


图 6-4　卫星结构动力分析

就卫星结构而言，动力分析的主要目的有：

a．确定界面载荷和部件载荷；

b．确定整星刚度和动力包络要求；

c．确定整星（或部件）的振动试验条件和下凹规范。

6.2.4　设计过程

卫星结构不同于一般结构，由于它同总体和其他分系统密切相关，它的设计过程远比一般结构来得复杂。其设计过程大致可如图 6-5 框图所示。

由框图可以看出，总体要求和各分系统对结构的设计要求是通过两种途径来提供的，即：一是通过总装安装归口后向结构提出设计要求；另一是总体和分系统直接向结构提出要求。一般来说总体和各分系统与结构的机械接口统一由总装安装归口和协调，再统一对

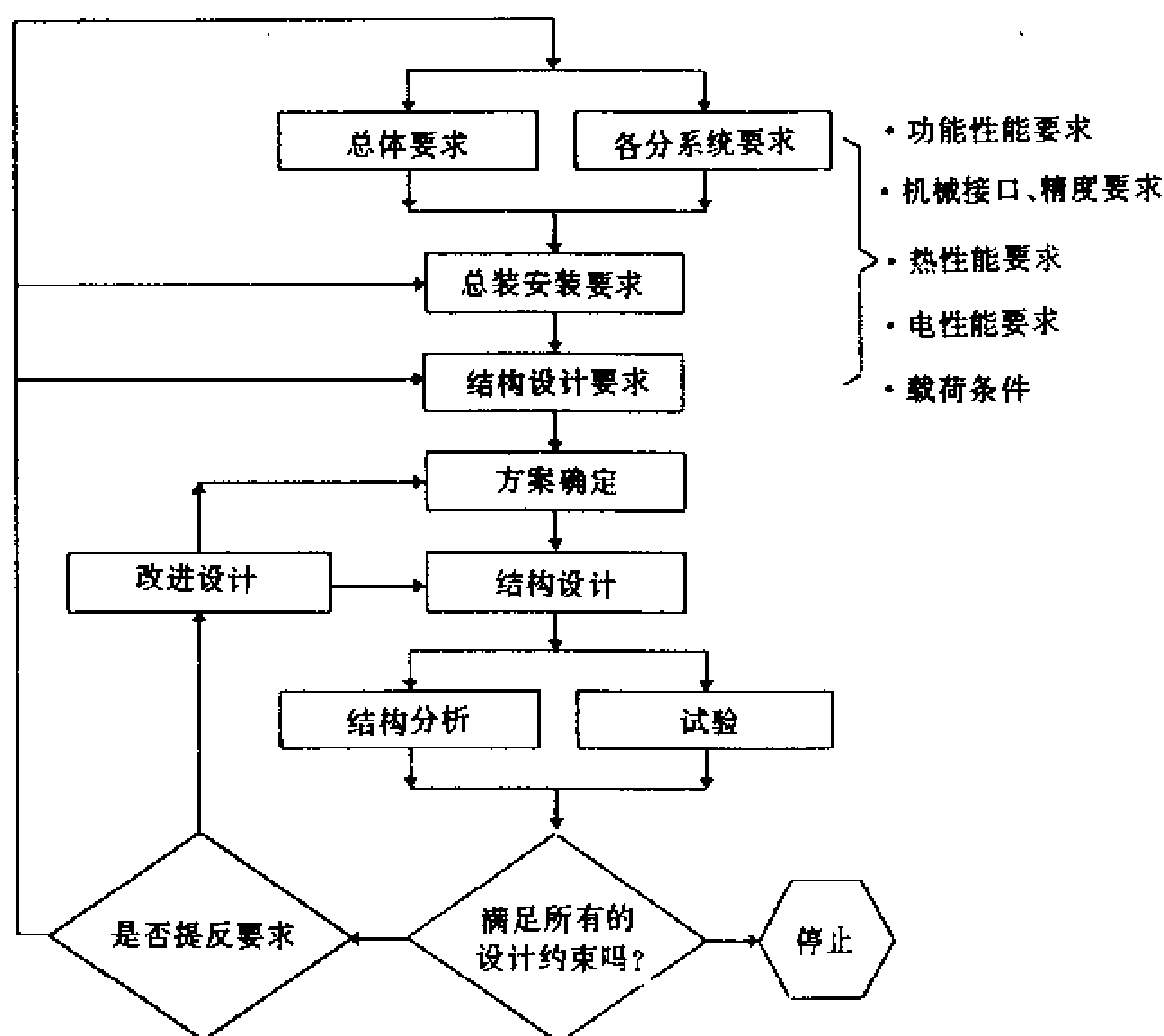


图 6-5　结构设计过程

结构提出总装安装对结构的设计要求。在这些要求中详细地规定了结构的各种开口大小和部位、仪器设备的连接孔位、大小及数量、电缆、管路的走向和固定要求、地面支承、起吊、翻转等操作要求和整星结构的基准及各部件或舱段的精度分配要求等。

总体和各分系统还直接对结构提出设计要求。在总体要求中一般规定了结构总体性能(如基频等)、理论外形尺寸、分段要求、重量分配、载荷分布及温度和压力等要求。分系统对结构会提出一些物理性能、电性能等要求。例如热控系统会对结构的隔热、传热等提出设计要求，天线系统会对某些结构提出透波性能等电性能要求等。

在对这些要求进行归纳和分析后，可设想几种可供选择的方案，进行方案可行性论证工作。对构形、材料、工艺性、继承性、经济性等综合论证。并对主要性能指标作必要的论证分析，提出论证报告，通过方案评审确定方案。然后，对确定的方案进行具体设计，并得出具体结构的承载能力和设计质量。确定结构的承载能力可通过结构分析或试验来完成。对一些重要部件除结构分析外，还需要通过地面试验，以验证设计和分析的合理性。在经过上述几个步骤后，就会发现选用的方案以及具体设计是否满足所有的约束。例如经结构分析，得知整星结构基频没有达到总体性能要求时，可通过改进设计，如采用更高结构效率（复合材料结构等）的结构来增大整星结构刚度，进行再次设计与分析。有时也有可能经过几次迭代的设计分析仍不能满足所有的约束条件，这时就需要提出反要求。由总体来平衡各种要求后，降低某些要求，结构再次进行迭代过程，直至新的性能要求得到完全满足为止。

总之，结构设计是一个反复迭代的过程。在这个过程中除要进行大量的分析计算外，还

有大量的协调工作，最终的设计要求和最初的原始设计要求可能会有很大的差别。可以说，最后成文的设计要求是总体对原始要求通过设计循环与各分系统进行协调平衡和折衷的产物。

6.2.5 设计方法

(1) 传统方法

传统的结构设计，要求设计人员根据经验和通过判断去提出设计方案，随后的力学工作实质上是对给定的方案作力学的分析，校核它是否安全和可行。随卫星技术的发展，卫星结构日趋大型、复杂和柔性化。大量的新型材料，特别是先进的复合材料已被广泛地应用于卫星结构，使结构设计的参数大大增加，复杂、柔性结构对整体性能的影响很难凭直觉判断。因此，传统的设计方法——即设计人员凭经验调整结构参数，改进设计的作法很难进行，由于不允许作太多次的调整及迭代计算，因而得出的设计方案几乎不可能达到最优。

(2) 优化设计方法

传统的设计法是“结构分析”法。而优化设计法又称“结构综合”法，它是要综合考虑结构的性能、材料及加工工艺等约束条件，来获得某一个或几个设计目标的最优结果。与结构分析相比，结构优化的复杂程度要大得多，因结构优化设计实质上最一个设计过程的完整循环，即首先给定设计条件（包括载荷条件、边界条件等）和结构性能要求（整体刚度、局部刚度强度）等，然后假定构形、结构形式与特性参数及材料等设计参数，并进行力学分析，不断地调整设计参数，比较其分析结果，直到获得满意的解而完成设计。而传统的“结构分析”法只能认为最优化循环中的一个子过程。

由于高速计算机的发展和结构分析（特别最有限元方法）方法的日益成熟。并由于数学规划的引入，为结构优化设计提供了重要手段，使结构优化技术迅速在工程设计中得以推广。

现有结构优化设计方法基本上分为两类。一类是准则法，它最对于规定的设计条件建立某种优化准则，然后建立达到优化设计的迭代程序。常见的有所谓满应力法和能量准则法等。它们可以分别处理具有应力约束、位移约束、结构稳定临界应力约束、结构固有频率约束等类的结构设计问题。准则法的优点是收敛速度快，而且求解需要的迭代次数与设计变量数目的关系不大，一般只需要 10 次左右的迭代就可收敛，因此，很适合中型和大型结构的工程设计中应用。但它的缺点是不同性质的约束条件要使用不同的准则（如应力、位移、频率等有关准则）。优化的目标只限于重量最轻，而且结构构形和结构形式是固定不变的，设计参数一般限于结构的截面尺寸。并且准则法往往是凭直觉假想的，缺乏严格的理论依据，因此得到的解不一定是最优解。另一类为数学规划法。它是把优化追求的目标和设计应受的种种约束作出数学描述，然后用运筹学中的数学规划理论求解目标函数的极值。结构优化问题的一般数学表达式为：

求解一组设计变量 x，使得目标函数 $F(x)$ 为极值，即

$$(\mathrm{Min}(\mathrm{or\ Max})F(x) \tag{6-1}$$

并且满足约束条件：

$$h_e(x) = 0, e = 1, \cdots, L \tag{6-2}$$

$$g_i(x) \leqslant 0, i = 1, \cdots, M \tag{6-3}$$

$$X_K^L \leqslant X_K \leqslant X_K^U, K = 1, \cdots, N \tag{6-4}$$

方程（6-1）中的目标函数为设计变量的函数，例如，结构重量为目标函数时，设计变量则为结构的几何尺寸，方程（6-1）为两者的函数关系；方程（6-2）和（6-3）分别为等式及不等式约束条件，它们可以是应力、位移、屈曲载荷或频率等限制条件；方程（6-4）定义了每个设计变量的变化范围。

结构优化问题求解过程如图 6-5 所示。

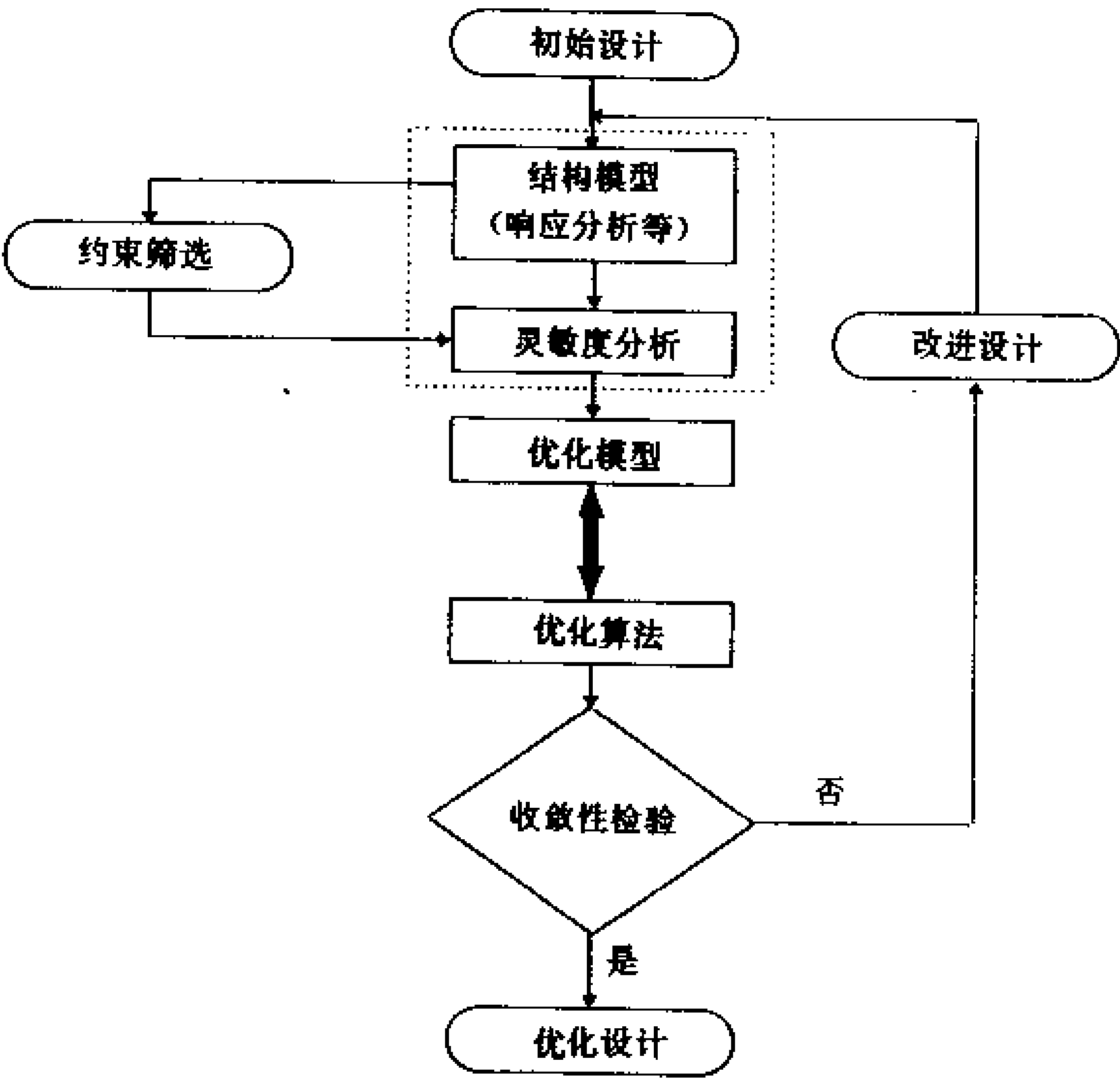


图 6-6　结构优化问题求解框图

从框图可见结构优化问题主要涉及以下几个方面的问题：

· 结构分析

任何一种结构优化问题的求解都离不开结构分析。结构分析中包含结构模型的建立，结构静、动力问题的求解过程，以及灵敏度分析。为使结构优化问题更具有通用性，通常结构分析采用有限元方法，当然，对于简单问题，解析法、半解析法、传递矩阵法等结构分析方法也常被采用。分析中，结构在外部载荷作用下求得各部位的应力、位移、结构的屈曲载荷和固有频率等。目标函数和约束条件中的所有变量应在结构模型中发生关系。为了解结构的任意一个设计变量变化对某一性能的敏感程度。在结构优化中引入了灵敏度分析，目的是为了减少结构重复分析次数，提高求解效率。灵敏度分析是指约束条件对设计变量的导数。它可独立地针对结构模型进行并不依赖于优化问题，其求解方法有解析法和半解

析法。由于求解优化问题的大量运算在于对约束条件的处理，而灵敏度分析是其中主要的工作，因此，灵敏度分析的效率直接影响到整个优化问题的求解效率。

· 优化模型

优化模型是求解优化问题最为重要的环节。优化模型的建立包含有设计变量的选取；变量之间的连结，将结构分析模型中的计算变量与结构设计参数有效地结合在一起；目标函数及约束条件的近似变换技术，使优化问题简化成现有算法能够求解的形式。在结构优化问题的求解过程中，通过优化模型将结构模型和优化算法有机地结合在一起。

(3) 优化算法

优化算法通常是指数学规划法。这是一种迭代的方法，一旦初始点给定后，它就按一定的规律进行迭代，逐步逼近最优点。在每次迭代完成后，进行收敛性检验，满足要求后就停止运算。对于大部分结构优化问题，约束条件与设计变量间呈非线性关系，所使用的优化算法有复形法、可行方向法、惩罚参数法、序列线性规划法、序列二次规划法等。各种算法的求解效率和精度往往取决于优化问题本身的性质，在实际应用中，应根据优化问题的特点来选择合适的算法。

6.3 材料

6.3.1 卫星结构材料的要求

选用卫星结构材料时，应考虑下列各种因素，加以折衷平衡进行筛选：

(1) 结构受载情况。其中包括静力过载、动力振动、冲击载荷等。

(2) 温度环境。包括飞行中的气动加热、轨道中的温度交变与温度环境等。

(3) 特殊性能要求。如密封性、抗腐蚀性、尺寸稳定性、隔热性、电性能等。

(4) 材料性能。如机械性能、化学物理性能、工艺性能等。

(5) 材料的空间辐照环境效应。

(6) 市场供应情况等。

卫星结构在材料性能上的具体要求通常为：

(1) 质量轻。尽可能减轻结构质量，提高卫星总的性能和降低总的发射成本。

(2) 模量高，比模量大。提高结构自然频率，避免与运载器或姿控系统的频率耦合；并能提高结构抗压稳定性和减小变形，保持尺寸稳定性。

(3) 强度高，比强度大。应满足低温（如空间环境、低温容器等）和高温（再入飞行器、火箭发动机结构等）环境下强度的要求。

(4) 延性大。以提高结构的抗冲击性能、减小应力集中现象和改善工艺性能。

(5) 空间环境下性能退化小。以确保卫星在空间环境下长寿命的运行。

(6) 空间环境下放气率尽量小。以避免对光学遥感器件（红外辐射制冷器、CCD 相机等）的空间环境污染。航天结构材料的放气率要求见表 6-2 所列。

表 6-2 航天材料真空放气率要求

项 目	性能要求	备 注
总质量损失（TML）	≤1%*	一般有效载荷
可凝集挥发物（CVCM）	≤0.1%*	一般有效载荷
	≤0.01%**	光学遥感器
恢复质量损失（RML）	≤0.1%**	光学遥感器
水蒸气返回率（WVR）		WVR=TML-RML

注：* 按欧洲空间局试验规范 PSS-01-702 方法 A 测定；

** 按 PSS-01-702 方法 B 测定。

(7) 热膨胀性能。在需尺寸稳定性高的结构（如抛物面天线、光学镜筒等）则要求热膨胀系数尽量小以致接近于零；在不同材料组合的结构组件中，为减小热变形和热应力，要求不同的组成材料热膨胀系数尽量接近。

(8) 导热性能。从热控系统要求出发，为避免温度分布的不均匀，要求导热系数愈大愈好，有时为热隔离要求相连部件的导热系数愈小愈好。

(9) 电性能。从电磁相容性要求出发，航天材料应有良好的导电性能，以便在空间环境中航天结构有良好的电导通，构成空间等电位体，避免放电效应，损坏设备器件。有时从天线系统要求材料或是有良好的透波率成是有良好的反射率。

(10) 工艺性。它主要包括结构形状的适应性，即能制造薄壁、大型和形状复杂的构件；制造工艺性好、其中包括复合材料的初次制造、结构的毛坯制造等；加工工艺性好，应包括各种机加工、成形、连接（胶、铆、焊接等）和表面处理工艺等；以及应有完善的质量检测方法，确保构件的材料和工艺的质量。

为确保航天材料的性能，在产品保证规范中应列出材料选用的试验规范。表 6-3 列出了欧洲航天局（ESA）对航天材料的主要试验规范。

表 6-3 航天材料试验规范

规范名称	ESA 规范号
放气率热真空试验	PSS-01-702
真空热循环	PSS-01-704
有机污染	PSS-01-705
粒子和紫外辐照	PSS-01-706
热-光学性能	PSS-01-709
涂层剥离和扯离强度	PSS-01-713
易燃性	PSS-01-721
金属的应力腐蚀	PSS-01-736/737

6.3.2 空间环境对材料的影响

卫星长期在宇宙空间运行，寿命可达十多年，宇宙空间有许多不同于地面的特殊条件。与材料性能有密切关系的空间环境因素有：真空、带电粒子辐射、紫外辐射、低能等离子体和空间热环境等。

真空环境随卫星的轨道不同面改变，通常在为 10^{-7}毛（约 200 km）～10^{-4}毛（10000 km)。真空环境对材料的主要影响：

(1) 使材料表面吸附的气体解吸。使金属的疲劳寿命增加，使金属表面易于发生冷焊，促使润滑油、脂类等材料沿表面蠕动，引起材料损失及对周围表面的污染，对润滑性能与吸附层有密切关系的润滑材料的性能发生激烈变化。

(2) 促使固体材料升华。尤其对聚合材料，升华会减少材料中的低分子量的成分，影响聚合材料本身的机械性能。更为重要的影响是这些升华释放出来的物质，会凝结在周围的精密光学或热学表面上，使光学表面透过率变化，热学表面的 α_s/ϵ 值变化等，导致卫星性能受损。

带电粒子辐射主要是电子、质子和 α 粒子的辐射，它们的辐射剂量取决于卫星的轨道、飞行总时间和太阳活动水平。对材料的影响为：

(1) 空间辐射环境对金属和陶瓷材料的机械、电学等性能不会产生明显的有害影响，面对光学玻璃等透明材料，会影响材料的透过率，为此在光学设计时，必须给予考虑。

(2) 空间辐射环境对合成材料会使材料的高分子发生交联和断链过程，并能影响高分子的规整性和结晶度，使聚合物发生较大的变化，从而使其在机械、光、电等性能上发生明显变化。表 6-4 列出了几种空间常用材料的机械性能变化与辐射剂量的关系。

表 6-4 材料的辐照性能

材　料	剂　量（拉　特）	性能变化
聚四氟乙烯	5×10^5	5%
	5×10^6	44%
聚乙烯	3×10^7	<15%
环氧玻璃钢	10^8	≤20%
酚醛玻璃钢	10^8	<15%
聚酰亚胺	3×10^9	12%
聚　砜	8.4×10^7	无变化

紫外辐射在太阳电磁辐射的能量中所占的比例不大（约 8%），其穿透能力也粒小，但由于它的光量子具有粒高的能量，足以引起许多表面材料发生光化学反应面影响材料的性能。如对柔性结构底材（太阳电池阵基板）的弹性模量和延伸率、温控材料的热学性能（α、ϵ）和光学材料（窗透镜、滤光片、盖片玻璃等）的光学性能会产生显著影响。

等离子体环境是宇宙空间的气体经辐射环境的作用电离成电子和离子，和由于太阳局部发生扰动时，抛出大量带电粒子流和等离子体“云”射向地球而形成的等离子体环境。在

等离子体内，由于离子和电子速度不同，并且所带电荷正负不同，卫星表面的光照条件不同，卫星表面会出现不等量的充电。飞行实验证实，在亚磁暴时同步轨道的卫星表面的电位可高达万伏以上，如卫星表面不是全由良导体构成时，当带电超过材料的抗电强度时，会发生击穿放电，损伤表面材料。伴随放电产生的电磁脉冲会干扰电子线路，引起逻辑状态的变化和敏感器的噪声。

热真空环境是当卫星处于高于 10^{5}毛的真空中，卫星受到太阳热辐射、地球和大气对太阳辐射的反射、地球和大气的热辐射、外空电磁辐射和卫星本身的热辐射所致的环境。通常在不采取热控措施的星体表面，温度很不均匀可在±200℃范围内变动，在有热控措施的星体表面可在±100℃，面舱内温度在−20～50℃范围内波动。由于星体表面材料在轨道运行中是受冷热交变的环境，可能会对有些材料性能产生不良影响，如导致复合材料脱层等。

6.3.3 金属材料

卫星结构中常用的金属材料有：

——铝合金（如 LY12、LF6、LD10 等）

——镁合金（如 ZM-5、ZM-6 等）

——钢（如 25、45、30 CrMnSiA、1Cr18 Ni9Ti 等）

——钛合金（如 TC4、TA7、TB2 等）

——铍及铍合金

——高温、耐熔合金（如 Nb-752、TZM）

金属材料的特点：

a. 强度高、性能均匀，能适合复杂的承载条件，面其中钛合金更具有高的比强度。

b. 弹性模量高，能满足刚度要求，提高结构的自然频率和减少变形。其中，铍具有很高的比模量。

c. 在空间环境条件下，稳定性好。

d. 加工工艺性能好，加工工艺成熟，检测方法完善。

e. 材料规格齐全，供应良好。

金属材料在卫星结构上应用很广泛，通常用于：

a. 本体结构：如壳体、壁板、舱门密封舱体防热基体结构等。

b. 支承结构：主承力构架、设备支架等。

c. 压力容器。

d. 各种连接件和机构零件。

6.3.4 复合材料

复合材料是由增强基与基体复合面成的。

——增强基　玻璃纤维或织物

碳纤维（石墨纤维）或织物

芳纶（Kevlar 纤维）或织物

绦纶织物

硼纤维

碳化硅纤维（Sic）

碳化硅颗粒

——基体　塑料　热固性树脂（环氧、酚醛树脂等）

热塑料树脂

金属　铝合金

镁合金

钛合金

卫星结构中常用的复合材料有：

a. 玻璃纤维/环氧树脂；

b. 石墨（或碳）纤维/环氧树脂；

c. 芳纶纤维/环氧树脂；

d. 涤纶织物/酚醛树脂；

e. 硼纤维/AL，Sic 纤维（或颗粒）/AL 等。

由高性能纤维增强的新型复合材料具有以下的特点：

a. 高的比模量（E/ρ）值。可与铍材相比拟；

b. 高的比强度（σ_b/ρ）值，可超过金属材料；

c. 极小的热变形（材料的线膨胀系数 α 极小或为负值）；

d. 材料可设计性，可根据结构性能要求，改变材料性能。

新型复合材料在卫星结构上的应用：

a. 本体结构。如壳体、仪器极、壁板、舱门等。

b. 太阳电池阵结构，如体装阵基板、展开阵框架和基板等。

c. 天线结构，如抛物面天线及组件等。

d. 内压容器，如压力容器，固体发动机壳体等。

e. 杆及支架结构，如姿控杆、天线支架、发动机支架等。

f. 防热结构的烧蚀材料。

6.4 结构分析

6.4.1 分析内容

卫星结构分析包括静力分析和动力分析两大类。

静力分析是在各种静态（准静态）外载荷（包括热载荷）和约束作用时求解结构的应力和变形。通常，静力分析的内容有：

结构的应力分析；

结构的变形分析；

结构的稳定性分析。

动力分析分为模态分析和动力响应分析两项。模态分析是求解结构的自由振动方程，获得结构的固有频率和振型，了解结构的动力特性；动力响应分析是在各种动力激励载荷作用时，求解强迫振动方程，以获得结构动力响应的加速度、位移和动应变、应力等。通常，动力分析的内容有：

模态分析；
频率响应分析；
随机响应分析（含声振响应分析）；
瞬态时间历程响应分析等。
在卫星结构设计中就其求解问题的力学性质来分卫星结构力学分析的主要范围有：
应力分布；
位移分布；
结构稳定性；
热弹性（热应力和位移）；
塑性；
蠕变；
振动频率；
振动正则模态；
气动热弹性（如气动加热的刚度损失等）；
动力响应；
应力集中；
疲劳和裂纹扩散，包括声疲劳等。

6.4.2 分析方法

结构的分析方法可分为两大类（见图 6-7）：解析法和数值法。解析法仅在一些特定的情况下才有精确解，对一些简单结构又可能求得近似解，但对大部分复杂结构是无法用解析法求解的，此时必须利用数值法求解。结构分析的数值法又可分为两类，(1) 是对位移或应力的微分方程进行数值求解，(2) 是将弹性体结构简化为由有限个离散单元组成的集合体，用矩阵分析法求解。

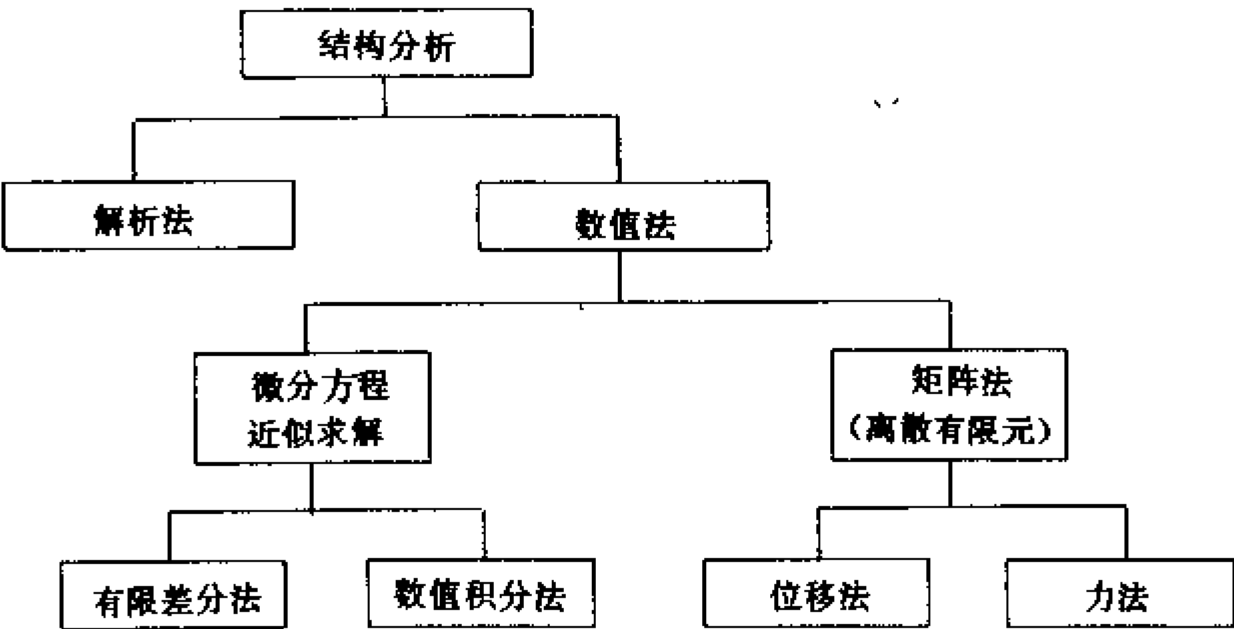


图 6-7 结构分析法

第一类方法中，结构的弹性方程可用有限差分法或直接数值积分法求解，其分析理论是基于微分方程的数学近似求解法。虽然在各种有限差分和数值积分的运算中可以应用矩

阵表达式和矩阵代数来求解，但它们不是以矩阵理论来描述结构分析的数学方程。

第二类方法中，结构分析是利用矩阵理论来描述和建立分析方程，并用矩阵方法进行整个的分析运算过程。此法分为三个基本部分：结构的离散化（理想化），单元特性（柔度矩阵或刚度矩阵）计算和离散化结构分析。

结构离散化就是将结构划分为有限个单元，并把作用在结构上的分布荷载转化为作用于有限单元节点上的等效节点荷载。离散化的单元必须是静力平衡的，并满足变形协调条件。

单元特性计算主要是计算单元的柔度矩阵或刚度矩阵。

离散化结构分析是应用结构力学的基本理论：平衡条件和变形协调条件，由元素刚度（或柔度）矩阵组合成整个结构的刚度（或柔度）矩阵，再引入边界条件，即支座处的平衡条件和变形协调条件，计算节点载荷，最后解线性代数方程组求得结构节点的位移、应力等。

由于结构矩阵分析法是把整个结构首先离数化为许多单元，故结构矩阵分析法又称为有限单元法。它有两种技术途径：(1) 位移法（刚度法）和 (2) 力法（柔度法）。矩阵分析法的突出特点是利用矩阵简洁地表达通用的统一格式的计算过程，可有效地利用电子计算机进行各种复杂结构的自动分析。

根据基本未知量的选取不同，采用不同的能量原理，得到的直接数值解法有：有限单元力法、有限单元位移法以及介于两者之间的交感法和混合法等。无论什么结构分析问题，假如静态应力和变形分析、振动和动力响应、失稳、大挠度、热传导等都能用这些方法求解。一个复杂结构可以视为许多元素（有限单元）的集合体，每个元素可以是受拉、压、弯、剪、扭的杆、梁、三角形或四边形板、壳、多面体等。分散开来，每个元素的分析并无困难，组合起来利用矩阵表达各种数学关系便可以用大量离散的元素来模拟任何复杂的结构，一般元素的数目取得越多，则模拟的精度也越高。因为位移法的逻辑简单、直观性强、算式引出和计算机程序的编制也比较简单，故有限元分析法的结构分析程序通常采用位移法。

6.4.3 结构的离散化技术

一个复杂的弹性体，可以看或是由无限个质点组成的连续体，它具有无限个自由度。为了便于计算机解题，可以将弹性体简化为由有限个单元组成的集合体，相邻的单元间只在有限个节点上相连接，因此这个集合体只具有有限个自由度，这为计算机的分析解算提供了可能，由无限个质点的连续体转化为有限个单元的集合体，在物理意义上称之为离散化，从数学意义上来说，就是把连续形式的微分方程转化为代数方程组，便于进行散值解算。

通常，结构有限元分析程序对离散化模型规定了：

a. 单元之间仅在节点处连接；

b. 单元之间的力只通过节点传递；

c. 外载荷只加在节点上。

为此，在建立结构有限元模型时，必须遵循上述原则。除此之外，还应注意以下各点：

(1) 从连续的弹性体离数化成为有限单元的集合体，单元划分得越细，节点分隔得越多，则集合体越接近于弹性体本身，计算结构必然愈精确。但当节点数和单元数达到一定数量后，再加密节点时对提高计算精度的效果已不明显，但随之而来的是需要的计算机的

内存容量、计算时间和费用会显著的增加，所以在单元划分时应综合这两方面的因素，以获取较佳的效果。

（2）在边界复杂、应力集中或应力变化较大的结构区域，应将单元划分得细一些，而在应力变化平缓处单元可划分得粗一些，并应注意单元由小到大应逐步过渡。

（3）在划分三角形单元时，三条边长应尽量接近，应不出现钝三角形为宜；对于矩形单元，其长宽比也不宜过大，以利于提高计算的精度。

（4）在单元划分时，在几何特性（如尺寸和截面积等）或在物理特性（如弹性系数等）有突变之处，应作为单元的边线。

（5）任意一个单元的角点必须同时也是相邻单元的角点，通常不能是相邻单元边上的内点。

（6）在分布载荷突变处或集中载荷作用处，应划分节点，并其周围的单元也应相应地划分得细一些。

（7）结构的支承条件处理可分为两类：

a. 节点为约束支承。即节点在一定方向上的位移为零；

b. 节点为弹性支承。即节点在一定方向上的位移为已知非零值。

（8）节点的自由度应根据结构的情况和离散化的单元类型给予确定。

（9）结构承载的设备等质量的处理通常可分为三类：

a. 均布质量；

b. 集中质量（模拟质量大小、质心位置）；

c. 模拟设备（以有限元模型来模拟设备的质量特性及其刚度特性）。

用于结构分析的有限单元法可以下列统一关系式表示：

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F(t) \tag{6-5}$$

式中：M——质量矩阵；

C——阻尼矩阵；

K——刚度矩阵；

F（t）——外界干扰列阵。

（6-5）式代表由外界干扰引起的振动方程式。

若令 $C=0$ 则得：

$$M\ddot{u} + Ku = F(t) \tag{6-6}$$

代表无阻尼强迫振动方程式。

若令 F（t）$=0$ 则得：

$$M\ddot{u} + Ku = 0 \tag{6-7}$$

代表无阻尼自由振动方程，此为一特征值问题，可用它来求固有频率和振型。即（6-7）式能写成：

$$[K - M\omega^2]u = 0 \tag{6-7a}$$

若写成

$$[K_E + \lambda K_G]u = 0 \tag{6-8}$$

则成为压杆的稳定性问题，其中 K_E 是刚度矩阵，K_G 是几何矩阵。

若令式（6-5）中 $M=0$ 则得：

$$C\dot{u} + Ku = F(t) \tag{6-9}$$

若以 C 代表热容矩阵，K 为热传导矩阵，F（t）为热源列阵，则 u 成为表示温度的热传导问题。

在非线性的情况下，当热传导率随温度发生变化时，则写成：

$$C\dot{u} + K(u)u = F(t) \tag{6-10}$$

若（6-5）式令 $M=0$，$C=0$ 则得：

$$Ku = F \tag{6-11}$$

就成为静应力分析问题。u 表示位移列阵，F 表示外载荷列阵。对于几何非线性问题，（6-11）式应表示为：

$$K(u)u = F(u) \tag{6-12}$$

如考虑弹塑性问题则为：

$$K(u)u = F \tag{6-13}$$

弹塑性的振动问题为：

$$M(u)\ddot{u} + C(u)\dot{u} + K(u)u = F(t) \tag{6-14}$$

再加上大挠度问题则为：

$$M(u)\ddot{u} + C(u)\dot{u} + K(u)u = F(u,t) \tag{6-15}$$

对于热弹塑性问题则为：

$$M(u,T)\ddot{u} + C(u,T)\dot{u} + K(u,T)u = F(t) \tag{6-16}$$

上面列出了结构分析中各类问题的一般方程式，下面就其中的静力问题，振动模态和动力响应问题的求解做系统叙述。

6.4.4 静力问题的求解

以静热弹性应力分析为例，方程（6-11）式应改写成：

$$\{F\} = [K]\{u\} + \{F_T\} \tag{6-17}$$

式中：$\{F\}$ ——节点上的外载荷列阵；

$\{u\}$ ——节点位移列阵；

$[K]$ ——结构总刚度矩阵；

$\{F_T\}$ ——热载荷列阵。

离散元素的特性关系（力和变形之间的关系）可表示为：

$$\{F^e\} = [K^e]\{u^e\} + \{F_T^e\} \tag{6-18}$$

式中 $\{F^e\}$ 和 $\{u^e\}$ 分别代表元素节点力和相应的节点位移列阵。$[K^e]$ 是元素的刚度矩阵。把元素组合起来得到整个结构的特性关系即（6-17）式。如果各元素的局部坐标系与整个结构方程的总体坐标系不统一时，则通过坐标转换，都统一到总体坐标系上，然后根据拓扑集合的规则求和。于是：

$$[K] = \sum_{e=1}^{N}[\Phi][K^e][\Phi]^T \tag{6-19}$$

此外，$[\Phi]$ 是各元素的坐标转换矩阵。角标"T"表示矩阵的转置。然后可由基本方程式（6-18）求得节点位移：

$$\{u\} = [K]^{-1}\{F - F_T\} \tag{6-20}$$

再由节点位移，进一步利用式（6-18）在局部坐标系中求得内力，并导出下式：

$$\{\sigma^e\}=[S^e]\{u^e\} \tag{6-21}$$

求得元素的应力。其中 $[S^e]$ 是和元素的几何形状及材料特性有关的元素应力矩阵。

应用有限元位移法分析结构静热强度的具体步骤（见图 6-8）如下：

（1）编制离散化结构的基本数据：在总体坐标系中的各节点坐标值（$\bar{X}$，$\bar{Y}$，$\bar{Z}$）及其编号，元素编号，元素材料和几何特性。

（2）每一元素自身局部坐标系（X，Y，Z）的确定。

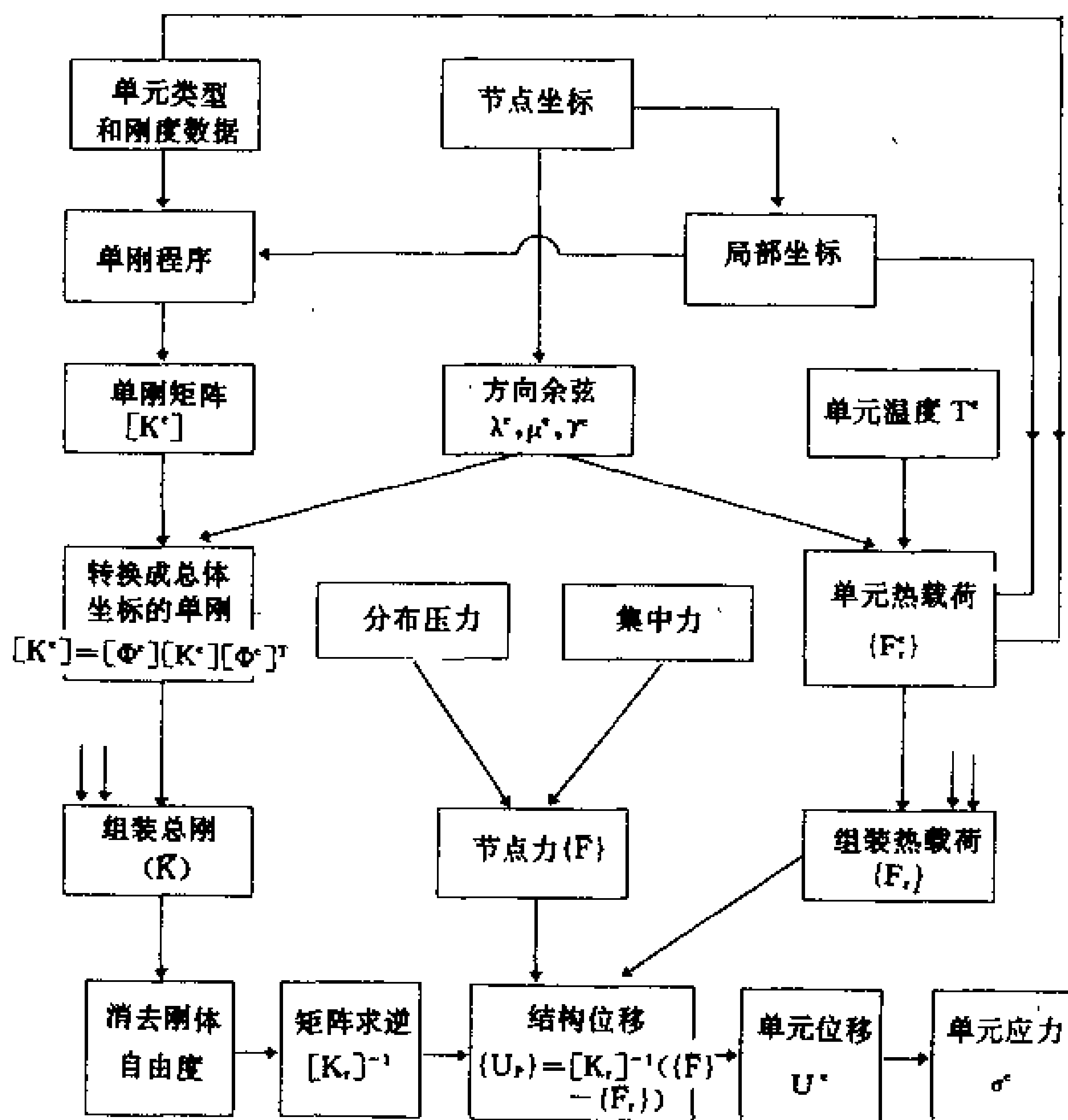


图 6-8　矩阵位移分析流程

（3）计算各元素在局部坐标系中的刚度矩阵 $[K^e]$。

（4）计算各元素局部坐标轴和总体坐标轴之间夹角的方向余弦（λ^e，μ^e，γ^e），从而组成元素的坐标转换矩阵 $[\Phi^e]$。

（5）计算在总体坐标系中各元素的刚度矩阵

$$[\overline{K}^e]=[\Phi^e][K^e][\Phi^e]^T \tag{6-22}$$

（6）由总体坐标系中元素的刚度矩阵组合成整个结构的刚度矩阵 $[\overline{K}]$。

（7）消去刚体自由度（引入边界条件）。

（8）将分布载荷化为节点的等价集中载荷 $\{\overline{F}\}$，以及热载荷列阵 $\{F_T\}$。

(9) 计算合成载荷（$\{\overline{F}\}-\{\overline{F}_T\}$）。

(10) 解线性代数方程组：

$$[\overline{K}]\{\overline{u}\}=\{\overline{F}\}-\{\overline{F}_T\} \tag{6-23}$$

求出结构节点位移，进而计算支反力。

(11) 在各元素局部坐标系中计算节点位移

$$\{u^e\}=[\Phi^e]^T\{\overline{u}^e\} \tag{6-24}$$

从而计算各元素应力。

6.4.5 无阻尼自由振动问题求解

方程（6-7）式可写成。

$$[M]\{\ddot{X}(t)\}+[K]\{X(t)\}=0 \tag{6-25}$$

令

$$\{X(t)\}=\{X\}q(t) \tag{6-26}$$

代入式（6-25）式，得到

$$[M]\{X\}\ddot{q}(t)+[K]\{X\}q(t)=0$$

上式可分离成为下列方程组

$$\ddot{q}(t)+\lambda q(t)=0 \tag{6-27}$$

$$(-\lambda[M]+[K])\{X\}=0 \tag{6-28}$$

式中 λ 为常数

从时间微分方程（6-27）式可解得

$$q(t)=a\cos(\sqrt{\lambda}t-\varphi) \tag{6-29}$$

式中 a 和 φ 为待定常数，q（t）是简谐运动。式（6-28）是一个广义代数特征值问题，它是以向量 $\{X\}$ 为未知量的齐次方程组。非零解的必要条件是。

$$|-\lambda[M]+[K]|=0 \tag{6-30}$$

由此可得到 n 个非负特征值 $\lambda_i=\Omega_i^2(i=1,\cdots,n)$。每个特征值所对应的特征向量 $\{\Phi_i\}$ 满足下列方程。

$$(-\Omega_i^2[M]+[K])\{\Phi_i\}=0 \tag{6-31}$$

$\{\Phi_i\}$ 的元素是实数。对某一阶特征值讲，特征向量各元素之间的相位或是同相或是反相，而且元素之间的幅值比例关系保持不变，幅值的绝对值并不唯一，可以任意调整。

特征向量之间是相互线性独立的，满足下列正交关系。

$$\begin{aligned}\{\Phi_i\}^T[M]\{\Phi_j\}&=M_i \quad (i=j)\\&=0 \quad (i\neq j)\end{aligned} \tag{6-32}$$

$$\begin{aligned}\{\Phi_i\}^T[K]\{\Phi_j\}&=K_i \quad (i=j)\\&=0 \quad (i\neq j)\end{aligned} \tag{6-33}$$

式中 M_i 和 K_i 分别为第 i 阶模态的广义质量和广义刚度。

由于特征向量具有任意比例尺度，因而 M_i 和 K_i 并不唯一，但

$$\Omega_i^2=\frac{K_i}{M_i} \tag{6-34}$$

在结构动力学中，定义 Ω_i 为第 i 阶模态的固有频率，$\{\Phi_i\}$ 为第 i 阶模态的振型。它们与外力和初始条件无关。是结构的而有动态特性参数。结构而有频率可写成

$$f_i = \frac{\Omega_i}{2\pi} \tag{6-35}$$

通常，对振型以质量正规化方法处理，将（6-32），（6-33）式合并为：

$$[\Phi]^T[M][\Phi] = [I]$$

$$[\Phi]^T[K][\Phi] = [\Lambda] \tag{6-36}$$

式中 $[\Phi]$ 为模态矩阵

$$[\Phi] = [\{\Phi_1\}\{\Phi_2\}\cdots\{\Phi_n\}] \tag{6-37}$$

$[I]$ 为 $n\times n$ 阶单位方阵

$[\Lambda]$ 是以 $\lambda_i = \Omega_i^2 (i = 1,2,\cdots n)$ 为主元素的对角阵。

自由振动分析中的重要环节是数学上的特征值求解。目前，特征值问题的求解方法很多，最常用的方法有子空间迭代法，雅可比法，QR 算法等。

6.4.6 频率响应分析问题求解

频率响应分析是处理结构对基础平移加速度的响应。

令 X_A 为结构上节点的绝对运动，X_g 为节点随基础作刚体运动的位移，X 为结构上节点相对于基础的位移，则有

$$X_A = X + X_g \tag{6-38}$$

将（6-38）式代入结构的运动方程

$$M\ddot{X}_A + C\dot{X}_A + KX_A = 0$$

并考虑到 $C\dot{X}_g = 0, KX_g = 0$ 则有

$$M\ddot{X} + C\dot{X} + KX = -M\ddot{X}_g \tag{6-39}$$

这里我们限制 $\ddot{X}_g$ 为沿某一坐标方向的简谐运动

$$\ddot{X}_g = \ddot{X}_{g0}\cos\omega t = \delta_0 A\cos\omega t \tag{6-40}$$

其中 δ_0 是一个列向量，代表当基础沿某坐标轴方向有单位位移时结构上各节点的刚体位移，A 是基础运动加速度的幅值。

将（6-40）式代入（6-39）式得到关于相对运动 X 的运动方程

$$M\ddot{X} + C\dot{X} + KX = -M\delta_0 A\cos\omega t \tag{6-41}$$

设已求得无阻尼自由振动系统的前 m 阶频率和振型 $\Phi = [\varphi_1,\varphi_2,\cdots,\varphi_m]$，并满足如下正则化条件

$$\Phi^T M\Phi = I$$

$$\Phi^T K\Phi = \Omega^2 = \mathrm{diag}[\omega_1^2,\omega_2^2,\cdots,\omega_m^2]$$

用坐标变换 $x = \Phi Q$ 代入（6-41）式，可得到关于广义坐标 Q 的运动方程，当阻尼取模态阻尼时各方程是互不耦合的，即

$$\ddot{q}_i + 2\omega_i\zeta_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = r_i(t) \qquad i = 1,2,\cdots,m \tag{6-42}$$

这里 q_i 为 Q 中的分量，右端为广义外力

$$\begin{aligned} r_i(t) &= -\varphi_i^T M\ddot{X}_{g0}\cos\omega t \\ &= -\varphi_i^T M\delta_0 A\cos\omega t \\ &= -\eta_i A\cos\omega t \end{aligned} \tag{6-43}$$

其中 $\eta_i = \varphi_i^T M\delta_0$ 称为刚体位移 δ_0 在第 i 个模态上的参与因子，则方程成为

$$\ddot{q}_i + 2\omega_i\zeta_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = -\eta_i A\cos\omega t(i = 1,2,\cdots,m) \tag{6-44}$$

这里 ζ 是第 i 个模态的阻尼系数（临界阻尼的百分比），方程（6-44）式的稳态解为

$$q_i = C_i\cos\omega t + S_i\sin\omega t \tag{6-45}$$

其中

$$C_i = -\eta_i A\frac{\omega_i^2 - \omega^2}{(\omega_i^2 - \omega^2)^2 + (2\zeta_i\omega_i\omega)^2}$$

$$S_i = -\eta_i A\frac{2\zeta_i\omega_i\omega}{(\omega_i^2 - \omega^2)^2 + (2\zeta_i\omega_i\omega)^2} \tag{6-46}$$

在求得各模态的广义位移后可进一步求得物理坐标位移（相对于基础的节点位移）

$$\begin{aligned} X = \Phi Q &= \sum_{i=1}^{m}\varphi_i q_i \\ &= (\sum_{i=1}^{m}\varphi_i C_i)\cos\omega t + (\sum_{i=1}^{m}\varphi_i S_i)\sin\omega t \\ &= x_c\cos\omega t + x_s\sin\omega t \end{aligned} \tag{6-47}$$

x 各分量的振幅为

$$|x| = \sqrt{x_c^2 + x_s^2} \tag{6-48}$$

由式（6-47）可得与 x 对应的加速度

$$\ddot{X} = -\omega^2 x_c\cos\omega t - \omega^2 x_s\sin\omega t$$

若要获得绝对加速度，则

$$\begin{aligned} \ddot{X}_A &= \ddot{X} + \ddot{X}_g = \ddot{X} + \delta_0 A\cos\omega t \\ &= (\delta_0 A - \omega^2 x_c)\cos\omega t - \omega^2 x_s\sin\omega t \end{aligned} \tag{6-49}$$

$\ddot{X}_A$ 的幅值为：

$$|\ddot{X}_A| = \sqrt{(\delta_0 A - \omega^2 x_c)^2 + (\omega^2 x_s)^2} \tag{6-50}$$

应力响应首先计算各模态 ϕ_i 对应的模态应力 σ_i，然后应力响应为

$$\begin{aligned} \sigma &= \sum_{i=1}^{m}\sigma_i q_i = (\sum_{i=1}^{m}\sigma_i C_i)\cos\omega t + (\sum_{i=1}^{m}\varphi_i S_i)\sin\omega t \\ &= \sigma_c\cos\omega t + \sigma_s\sin\omega t \end{aligned} \tag{6-51}$$

应力幅值为

$$|\sigma| = \sqrt{\sigma_c^2 + \sigma_s^2} \tag{6-52}$$

6.4.7 瞬态响应时间历程分析求解

在结构受到瞬态激励载荷（P）时，方程（6-39）式则成为

$$M\ddot{X} + C\dot{X} + KX = P - M\ddot{X}_g \tag{6-53}$$

其中 P 是作用在节点上的外力，而 $-M\ddot{X}_g$ 是由基础运动引起的节点惯性力，$\ddot{X}_g$ 可写成

$$\ddot{X}_g = \sum_j U_j A_j(t) \tag{6-54}$$

其中 U_j 是一个列向量，它代表为基础在 x，y 或 z 方向有单位线位移或绕某轴有单位角位

移时结构上各自由度随之而产生的刚体运动模式，$A_j(t)$ 是相应的基础加速度值，由于允许同时在几个方向上有基础加速度，因此（6-54）式右端是求和形式。

设已求得无阻尼自由振动系统的前 m 个阶频率和振型 $\Phi=[\varphi_1, \varphi_2, \cdots, \varphi_m]$，并满足以下正则化条件

$$\Phi^T M\Phi = I$$

$$\Phi^T K\Phi = \Omega^2 = diag[\omega_1^2, \omega_1^2, \cdots\cdots, \omega_m^2]$$

若用坐标变换 $x=\Phi Q$ 代入式（6-53）得关于广义位移 Q 的 m 个独立运动方程

$$\ddot{q}_i + 2\omega_i\zeta_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = r_i(t) \qquad i = 1,2,\cdots,m \tag{6-55}$$

考虑到式（6-54），广义外力为

$$\begin{aligned} r_i(t) &= \varphi_i^T[P(t) - M\ddot{X}_g] \\ &= \varphi_i^T P(t) - \sum_j \varphi_i^T u_j A_j(t) \\ &= \varphi_i^T P(t) - \sum_j \eta_i j A_j(t) \qquad i = 1,2,\cdots,m \end{aligned} \tag{6-56}$$

这里

$$\eta_{ij} = \varphi_i^T u_j$$

为第 j 种单位基础位移所引起的结构刚体位移模式 u_j 在第 i 个固有振型上的参与因子。

方程(6-55)是个单自度系统在任意外力作用下的运动方程，我们假设初始条件为$q=0$，$\dot{q}=0$，然后可用逐步积分法求解。为方便起见，假 设在每个积分步长内，外力是时间的线性函数，在把$\triangle t$ 取得充分小后，总可得到很好的近似。于是运动方程成为（为书写方便，这里省去了下标 i)。

$$\ddot{q} + 2\zeta\omega\dot{q} + \omega^2 q = P_0 + p_1 t \tag{6-57}$$

时间 t 是从$\triangle t$ 的起点算起的，设 $t=0$ 时的广义位移和广义速度分别为 q_0 和 $\dot{q}_0$，我们可以得到式（6-57）的分析解。其与式（6-57）对应的齐次（无外力）方程通解为

$$q = e^{-\zeta\omega t}(c_1\cos\omega_d t + C_2\sin\omega_d t)$$

其中 ω_d 为阻尼系统的固有频率

$$\omega_d = \sqrt{1-\zeta^2}\omega$$

式（6-57）的一个特解为

$$q^* = (\frac{p_0}{\omega^2} - \frac{2\zeta p_1}{\omega^3}) + \frac{p_1}{\omega^2}t \tag{6-58}$$

由此得通解为

$$q = e^{-\zeta\omega t}(c_1\cos\omega_d t + c_2\sin\omega_d t) + \frac{p_1}{\omega^2}t + \frac{p_0}{\omega^2} + \frac{2\zeta p_1}{\omega^3} \tag{6-59}$$

速度为

$$\begin{aligned} \dot{q} &= -\zeta\omega e^{-\zeta\omega t}(c_1\cos\omega_d t) + (C_2\sin\omega_d t) \\ &\quad + \omega_d e^{-\zeta\omega t}(-c_1\sin\omega_d t + c_2\cos\omega_d t) + \frac{p_1}{\omega^2} \end{aligned} \tag{6-60}$$

加速度可由式（6-57）直接得到

$$\ddot{q} = p_0 + p_1 t - 2\zeta\omega\dot{q} - \omega^2 q \tag{6-61}$$

用 $t=0$ 时的初始条件代入式（6-59），式（6-60）可得

$$c_1 = q_0 - \frac{p_0}{\omega^2} + \frac{2\zeta p_1}{\omega^3} \tag{6-62}$$

$$c_2 = (\dot{q}_0 + \zeta\omega c_1 - \frac{p_1}{\omega_2})/\omega_d \tag{6-63}$$

由式（6-69）～式（6-63）表示的解是精确解，由此可得在 0～$\triangle t$ 之间任何时刻的响应值，但实际上只要求 $t=\triangle t$ 时刻的解，即把 $t=\triangle t$ 代入式（6-59）～式（6-63）就可得到下一个时间步开始时的广义位移、速度和加速度。在算得每一步的广义位移（q_i）和广义加速度 $\ddot{q}_i$ 后可进一步计算该时刻的节点位移、加速度和单元应力。

节点相对于基础的位移为

$$x = \Phi Q = \sum_{i=1}^{m} \varphi_i q_i \tag{6-64}$$

节点相对于基础的加速度为

$$\ddot{X} = \Phi\ddot{Q} = \sum_{i=1}^{m} \varphi_i \ddot{q}_i \tag{6-65}$$

与频响分析求解中相同，用 $x_A = x + x_g$ 可求得节点的绝对加速度为

$$\begin{aligned} \ddot{X}_A &= \ddot{X} + \ddot{X}_g \\ &= \sum_{i=1}^{m} \varphi_i \ddot{q}_i + \sum_{j} u_j A_j(t) \end{aligned} \tag{6-66}$$

同样，在形成与各模态 φ_i 对应的模态应力 σ_i，用模态迭加求得实际的应力响应为

$$\sigma = \sum_{i=1}^{m} \sigma_i q_i \tag{6-67}$$

参考文献

[1] 范剑峰．空间站工程概论，1990.

[2] “ARIANE 4 user's manual”，arianespace，1983.

[3] 陈烈民，冯纪生．新型航天结构材料，1977. 12.

[4] Przemieniecki. J. S. Theory of Matrix Structural Analysis，1968.

[5] 导弹结构强度计算手册．北京：国防工业出版社，1978.

第 7 章　热控制系统

7.1　概述

热控制系统（以下简称热控系统）是卫星的重要系统之一。几乎所有的卫星都需要采取一定的热控措施，以保证星上各种仪器设备能处在期望的温度范围内。

各类卫星和卫星的各个部位有不同的温度要求，大部分星上仪器设备要求处于习惯上所指的常温范围，如 0～45℃或－20～＋40℃；某些部件有特殊的高温（如 200℃以上）或低温（如 20K 以下）要求；少数精密电子、光学仪器不仅需要合适的温度水平，而且要求温度波动幅度很小，接近恒温；有些仪器设备对温度变化速率有所限制（例如卫星进出阴影区）；有的特殊部件对自身各部分的温度梯度有苛刻要求；有些卫星要求某两个或几个仪器设备处于温差很小的等温状况……。

由于热控系统的故障，造成卫星不能正常运行或丧失部分功能的实例，屡见不鲜。早期发射的第一颗“国际通信卫星Ⅰ”，即由于星上远地点发动机温度过低，工作不正常，卫星未能进入静止轨道。以后的多颗自旋稳定通信卫星，都因为消旋轴承温度偏低，转矩过大，发生轴承卡死的现象，卫星无法正常运行。其它更复杂的航天器，也曾出现故障。例如，1973 年美国的“天空实验室”，由于发射时表面隔热层被损坏，入轨后工作舱的最高温度曾达到 87.7℃，人员无法进舱。后来经过地面援救，指派航天员安装遮阳伞，才使舱内温度恢复正常，从而实现原定实验计划。由此可见，性能优越的热控系统，是保证各类卫星和航天器长期可靠运行必不可少的基本条件。

7.2　卫星热设计基础

设计卫星的热控系统，通常简称卫星热设计。它主要利用传热学、热力学等学科知识，还涉及到材料学、光学、化学、电子学、流体力学、计算技术、真空技术和低温技术等领域的最新成果。

7.2.1　环境条件的影响

卫星在宇宙空间运行时，它的温度取决于自身状况和环境条件。直接影响卫星热状态（温度状况）的环境条件，主要是高真空、低温热沉、太阳辐射（包括地球反照和地球红外辐射）、微重力和粒子辐射等。

1. 高真空

众所周知，宇宙空间处于高真空状态。随着卫星运行轨道高度的增加，气压将降到 10^{-13} Pa 以下。因此，卫星与外部环境的热交换几乎仅以辐射方式进行。一般情况下，卫星内部也只有传导和辐射，对流换热比较少见。

利用高真空条件，可以实现良好的隔热，容易满足某些部位的保温要求，但同时也使得某些自身热功耗较大的仪器设备难以有效地散热，其平衡温度往往偏高，成为热设计中的难点。

此外，高真空还对某些热控材料和装置的性能带来特殊影响。例如，表面加速蒸发、光学性能变化、两表面间接触热阻增大和出现冷焊现象等，都是必须认真考虑的问题。

2. 低温热沉

宇宙空间的背景温度是4K，属于超低温。若在地面上，这是非常可怕的环境。但是，利用宇宙空间高真空的特点，只要依靠很小的内热源，就能使卫星维持适当的温度。当然，卫星上所使用的多种材料，应该有较好的耐低温性能。

由于卫星的尺寸与它和行星或恒星的距离相比小得可以忽略不计，因此可以完全不考虑这些行星或恒星对卫星辐射能量的反射。通常认为卫星的自身辐射全部进入宇宙空间低温热沉。

3. 太阳辐射

太阳是卫星在轨道上运行时遇到的最大的外热源，它不仅直接给卫星以辐射能，还通过地球间接给卫星辐射加热，即地球反照和地球红外辐射。

在地球大气层以外，从太阳至地球的平均距离称为1个天文单位。太阳在单位时间内投射到距太阳1个天文单位处并垂直于射线方向的单位面积上的全部辐射能，称为太阳常数S。通常取$S=1353\pm21\ W/m^2$。由于地球绕太阳的运行轨道实际上是椭圆轨道，而上述太阳常数系指日地平均距离处（即地球绕太阳运行轨道的平均半径）的太阳辐射值，严格说来，必须进行季节性的修正。例如，在夏至日（远日点）到达地球的太阳辐射值比上述数值小3.27%；而在冬至日（近日点），则要大3.42%。

值得指出，除了研究太阳辐射对卫星的热效应外，还应注意紫外辐射对卫星表面的热控涂层有明显的破坏作用。尽管紫外辐射能占太阳总能量的百分比很小，只有1%左右，但涂层受到紫外线的长期照射，其表面的太阳吸收率将有所升高，从面破坏卫星的热平衡。

太阳辐射进入地球-大气系统后，部分被吸收，部分被反射。被反射的能量称为地球反照，其中部分能量将被卫星所吸收。不同学者对全球年平均反射率ρ的研究结果差别很大。目前采用得较普遍的是$\rho=0.30\pm0.02$。显然，地球反照的能量密度为$E_r=\rho S$。

被地球-大气系统吸收了的太阳辐射能转化为热能后，又以长被辐射的方式辐射到空间去。这部分能量称为地球红外辐射，其中一部分将被卫星所吸收。根据能量平衡原理，可以求出全球年平均红外辐射密度为$E_e=\frac{1-\rho}{4}S$。

太阳直接辐射、地球反照和地球红外辐射是卫星的主要外热源。通常将卫星的这三种外来热流简称外热流，它们对于卫星的温度状况有根其重要的影响。

4. 微重力

卫星正常运行时，处于微重力状态。对于那些具有密封舱的卫星来说，舱内气体自然对流现象逐渐消失，只有在外界做功驱动时才能实现对流换热；容器中的流体，也只是在

表面张力的作用下才能运动。

当然，微重力条件也有助于热管在卫星上得到广泛应用；某些带运动机构的热控装置，则因无重力而比较容易驱动。

5. 粒子辐射

在地球周围存在着大量地球俘获粒子的区域，称为地球（内、外）辐射带，其主要成分是具有不同能量的质子和电子。当太阳发生耀斑时，又可能伴随有大量高能带电粒子的发射，称为太阳宇宙线，其主要成分是质子，其次是 α 粒子。

粒子辐射会使热控涂层受到损伤，其太阳吸收率发生变化；也可能造成其它热控材料的损坏。

除了上述空间环境条件外，当卫星处于发射架待命发射时，要考虑当地气象条件和地面环境的影响。卫星在运载火箭的运送下，离开地面进入上升段，或者某些卫星完成预定任务脱离轨道返回地面时，环境条件比较特殊，需要进行专门研究。

7.2.2 卫星在宇宙空间的热平衡分析

根据能量守恒原理，可以分析卫星在宇宙空间的热平衡关系。在单位时间内，卫星从宇宙空间吸收的热量与卫星本身产生的热量之和，应该等于卫星向宇宙空间排出的热量与卫星内能变化之和。这个热平衡条件确定了该时刻卫星的温度水平。

如前所述，卫星与外部环境的热交换几乎全是通过辐射方式进行的。卫星在宇宙空间的热平衡关系如图 7-1 所示。

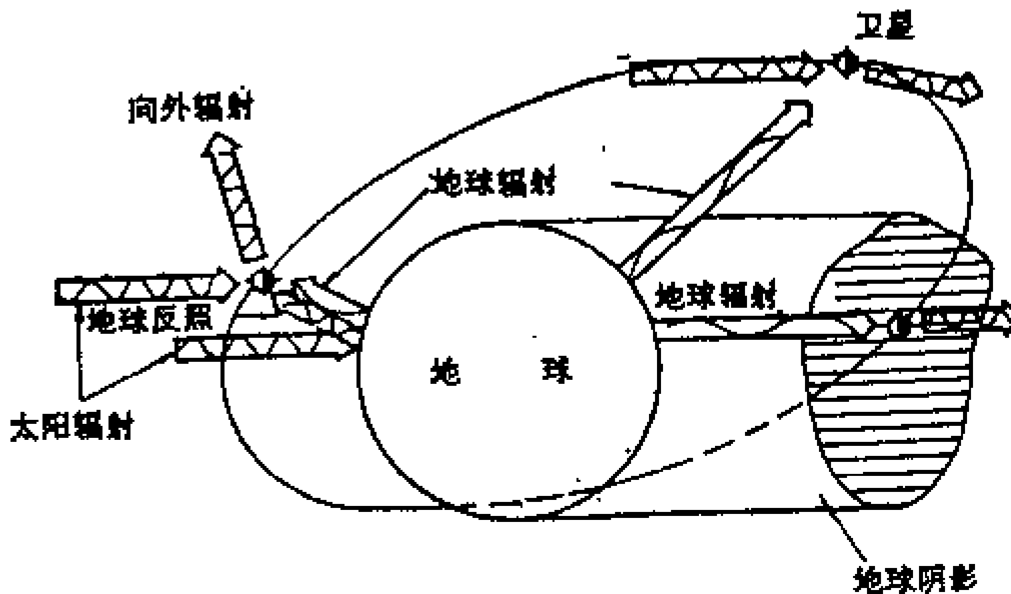


图 7-1 卫星在宇宙空间的热平衡关系

卫星在宇宙空间的热平衡关系式如下：

$$q_1 + q_2 + q_3 + q_4 = q_5 + q_6 \tag{7-1}$$

式中：q_1——卫星吸收的太阳直接辐射能量（指单位时间，下同）；

q_2——卫星吸收的地球反照能量；

q_3——卫星吸收的地球红外辐射能量；

q_4——卫星自身产生的能量；

q_5——卫星内能的变化；

q_6——卫星向宇宙空间辐射的能量。

卫星不是简单的等温体。卫星各部位存在着明显的温差，而且星上各种仪器设备的温度也大不相同。因此，不仅要考虑卫星与宇宙空间之间的换热，还要研究卫星自身各处的热耦合关系。

通常将卫星分成许多用结点来代表的等温单元，然后逐个写出各单元的热平衡方程式。设有图 7-2 所示的卫星，并分成若干结点。暂且认为卫星内部不存在对流换热，只有辐射和传导两种换热形式，那么，结点 i 的热平衡方程式可表达如下：

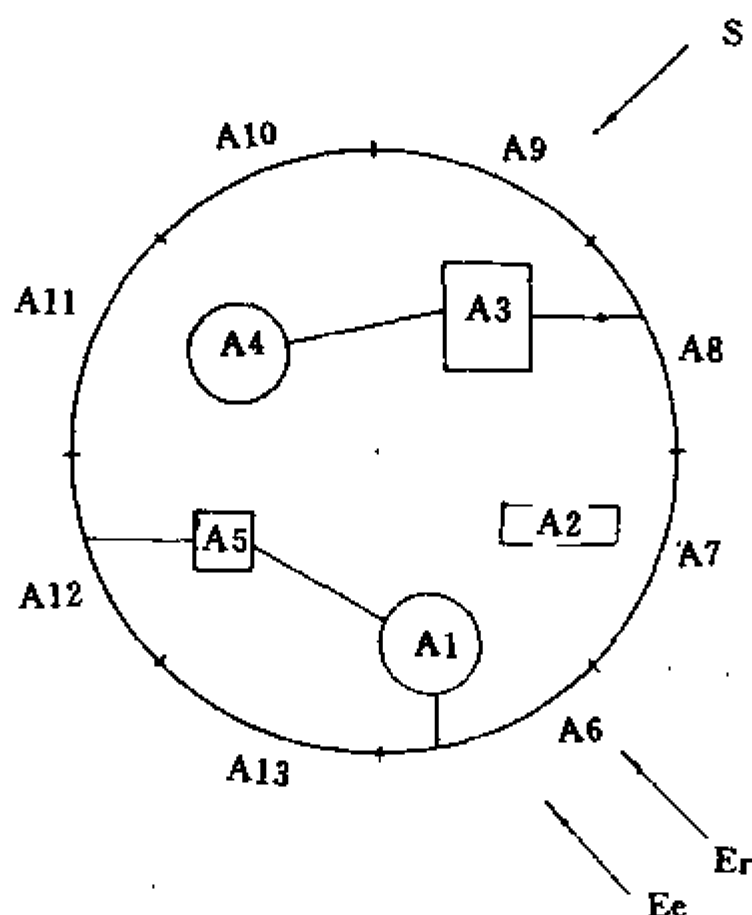


图 7-2　卫星结点换热示意图

$$
\begin{aligned}
&(\alpha_{si}S\Phi_{1i} + \alpha_{si}E_r\Phi_{2i} + \varepsilon_{ei}E_e\Phi_{3i})A_i + \sum_{j=1}^{N}B_{j,i}A_j\varepsilon_j\sigma T_j^4 + P_i + \\
&\sum_{j=1}^{N}D_{j,i}(T_j - T_i) = A_i(\varepsilon_{ii} + \varepsilon_{ei})\sigma T_i^4 + m_i c_i\frac{\Delta T_i}{\Delta\tau}
\end{aligned}
\tag{7-2}
$$

式中：α_{si}——结点 i 的太阳吸收率；

ε_{ei}——结点 i 的外表面发射率；

ε_{ii}——结点 i 的内表面发射率（仅对星体蒙皮有意义）；

ε_j——结点 j 的发射率（星体蒙皮指内表面，星内仪器设备指外表面）；

S——太阳常数；

E_r——地球反照能量密度；

E_e——地球红外辐射能量密度；

Φ_{1i}、Φ_{2i}、Φ_{3i}——分别为结点 i 的太阳直接辐射、地球反照和地球红外辐射角系数；

A_i，A_j——分别为结点 i 和 j 的表面积，并假定星体蒙皮的内、外表面积相同；

$B_{j,i}$——结点 i 对结点 j 的吸收因子，即结点j辐射能量被结点i所吸收的份额（包括多次反射吸收）；

$D_{j,i}$——结点 j 和结点 i 之间的传导因子，由传导路径的几何参数、材料热导率和表面间接触热导率等因素决定；

T_i，T_j——分别为结点 i 和结点 j 的热力学温度；

P_i——结点 i 的内热源功率；

m_i——结点 i 的质量；

C_i——结点 i 的比热容；

σ——斯忒藩-玻耳兹曼常数

τ——时间。

上式等号左边第一项为结点 i 吸收的空间外热流；第二项为所有结点辐射能量被结点 i 吸收的部分；第三项为结点 i 的内热源功率；第四项为关于结点 i 的传导热流。等号右边第一项为结点 i 的辐射热流；第二项为结点 i 的内能变化率。

同理，对卫星的其它结点都能列出与（7-2）式类似的热平衡式，并得到联立方程组。从这个方程组可以清楚地看出，卫星的温度分布是多个参数的复杂函数，即

$$T = f(S, E_r, E_e, \Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, A, B, D, P, \alpha_s, \varepsilon, m, c, \tau, \cdots) \tag{7-3}$$

7.2.3 热设计的基本依据和主要原则

由式（7-3）式可以看出，式中有些参数是限定的设计依据，不能随意改变；有些参数却可以根据需要在一定范围内选择和调整。从根本上说，卫星的热设计就是按照卫星的任务和特点，根据空间环境条件和参数，结合卫星内部的发热情况，正确利用不能改变的限定条件，精心选择允许调整的有关参数，通过分析计算和试验验证，确定合适的热控措施，恰当地实现卫星内外的热平衡关系，从面保证卫星所有仪器设备的温度都符合预期要求。

卫星热设计的基本依据是下述各项：

(1) 卫星的任务和特点；

(2) 卫星的轨道参数；

(3) 卫星的空间环境条件；

(4) 卫星的设计寿命和可靠性指标；

(5) 卫星的结构外形和材料特性；

(6) 卫星的总体布局；

(7) 卫星的飞行程序和姿态状况；

(8) 星上各种仪器设备的外形尺寸、质量、热容量、耗散热功率、工作模式和温度要求等；

(9) 分配给热控系统的质量指标；

(10) 分配给热控系统的功耗指标；

(11) 卫星在发射架上的环境条件；

进行卫星热设计时，一般应遵循下述各项原则：

(1) 统筹热控系统与整星的关系；

（2）适应卫星经历的全过程；

（3）确保高可靠性；

（4）具有良好的工艺性和较好的适应性；

（5）减少热控系统的质量；

（6）节省星上电能的消耗。

当然，在实际工作中完全实现上述各项原则，几乎是不可能的，因为它们之间往往是互相矛盾的。这就需要从系统工程的观点，综合分析、权衡得失，寻求尽可能满意的方案。

7.2.4 热控措施的选择

针对某个卫星进行具体热设计时，往往是从分析星体与宇宙空间的换热关系入手的。卫星表面的温度水平对星内仪器设备的温度有决定性影响。卫星表面温度主要由外部换热关系来决定。可以采取适当的措施，控制星体与宇宙空间的换热，进而达到控制整星温度的目的。

组织星体内部换热过程时，要注意整星的合理布局。尽量使星体结构件和仪器设备的的形状、尺寸、材料、连接方式和表而状态等，满足热控的要求。此外就是选用适当的热控措施，或是强化传热，或是有效隔热。合理安排热量的分配与传递，保证卫星所有仪器设备的温度都处在良好的范围内。

当前卫星上广泛采用的热控措施大致分成被动式和主动式两大类。被动式热控制是一种开环式控制，主要依靠合理布局和选用具有适当热物理性能的材料和结构比较简单的热控装置来组织换热过程。它的特点是简便易行、性能可靠、工作寿命长，但不具备自动调节温度的能力。主动式热控制则是闭环式控制。这类热控装置通常由温度敏感器、控制器和执行机构三部分组成。如恒温电加热器、热控百叶窗、接触式热开关等。它们的特点是被控对象的温度信息可以反馈到控制器，与预先设定值进行比较，然后根据需要命令执行机构动作，实现温度的自动控制。这类热控装置比较复杂，必然增加热控系统的质量，有些还要耗电。此外，长期工作的可靠性问题值得重视。

几乎所有的卫星都以被动热控措施为基础。某些比较复杂的卫星，或外热流和内热源变化幅度较大时，被动式热控措施往往无法满足要求，这时就必须增加主动式热控措施。

热控系统为卫星各系统特别是有效载荷提供合适的温度条件，但只有少数热控措施单独存在，更多的却是附属于待控部位。例如，热控涂层和多层隔热材料，必须覆盖在待控部位的表面才能发挥作用。由此可见，热控系统与各分系统有密切的依存关系，选择热控措施时必须从整星全局出发。

如同所有工程设计一样，确定卫星热控系统的方案、选择各项热控措施时，应当进行优化设计，寻求优化的决策，以便取得技术效果和经济效益的统一。

7.3 常用的热控材料和装置

卫星上使用的被动式和主动式热控措施，主要是指具有某些特定性能的材料和复杂程度不一的各种装置。本节简要介绍当前最常用的几种热控措施。

7.3.1 热控涂层

如前所述，卫星与外部环境的热交换仅以辐射方式进行，卫星内部也是辐射起重要作用。因此，材料表面的太阳吸收率和红外发射率就成为热设计时最重要的待定参数。

假设卫星某部位的一块平面，正面受太阳垂直照射，同时向宇宙空间辐射热量；背面则完全绝热。如果没有其它任何热源的影响，此面的平衡温度可按下式计算。

$$T = \left(\frac{\alpha_s}{\varepsilon_H} \cdot \frac{S}{\sigma}\right)^{1/4} \tag{7-4}$$

式中：T——热力学温度；

α_s——太阳吸收率；

ε_H——红外发射率；

S——太阳常数；

σ——斯忒藩-玻耳兹曼常数。

表 7-1 给出几组典型温度计算结果。由此可见，倘若在卫星某些部位的表面进行特殊处理或涂覆适当的涂层，使其具有选定的 α_s 和 ε_H 值，那么该表面就能维持预期的稳定温度，对于不受阳光照射的面，只要考虑 ε_H 的选择，面与 α_s 无关。

表 7-1 正面垂直受照、背面绝热的平板稳定温度（℃）

α_s	ε_H	α_s/ε_H	t	典型涂层
0.08	0.80	0.1	−52	OSR*
0.17	0.85	0.2	−11	白漆
0.15	0.45	0.33	25	铝光亮阳极化
0.90	0.90	1.0	120	黑漆

*OSR 系石英玻璃镀银第二表面镜（光学太阳反射器）的简称。

根据热控需要面进行的表面特殊处理或涂覆的适当涂层，统称热控涂层。按材料工艺分类，热控涂层大致有金属基材型、电化学型、涂料（漆）型和真空沉积型等几种，参见表 7-2。各种涂层的 α_s 和 ε_H 大致取值范围见图 7-3。

表 7-2　热控涂层分类简表

热控涂层	金属基材型	抛光金属表面（金、铝、钛、……）
		喷砂金属表面（不锈钢、……）
	电化学型	铝光亮（着色）阳极化、……
		电镀（金、银、黑镍、……）
	涂料（漆）型	有机（黑、白、灰、金属、……）漆
		无机（黑、白、……）漆
	真空沉积型	真空-蒸发沉积金属（金、银、铜、……）
		玻璃型第二表面镜（石英玻璃镀银、……）
		塑料薄膜型第二表面镜（F_{46}薄膜镀银、……）
		蒸发-沉积介质膜第二表面镜（铝-氧化硅、……）

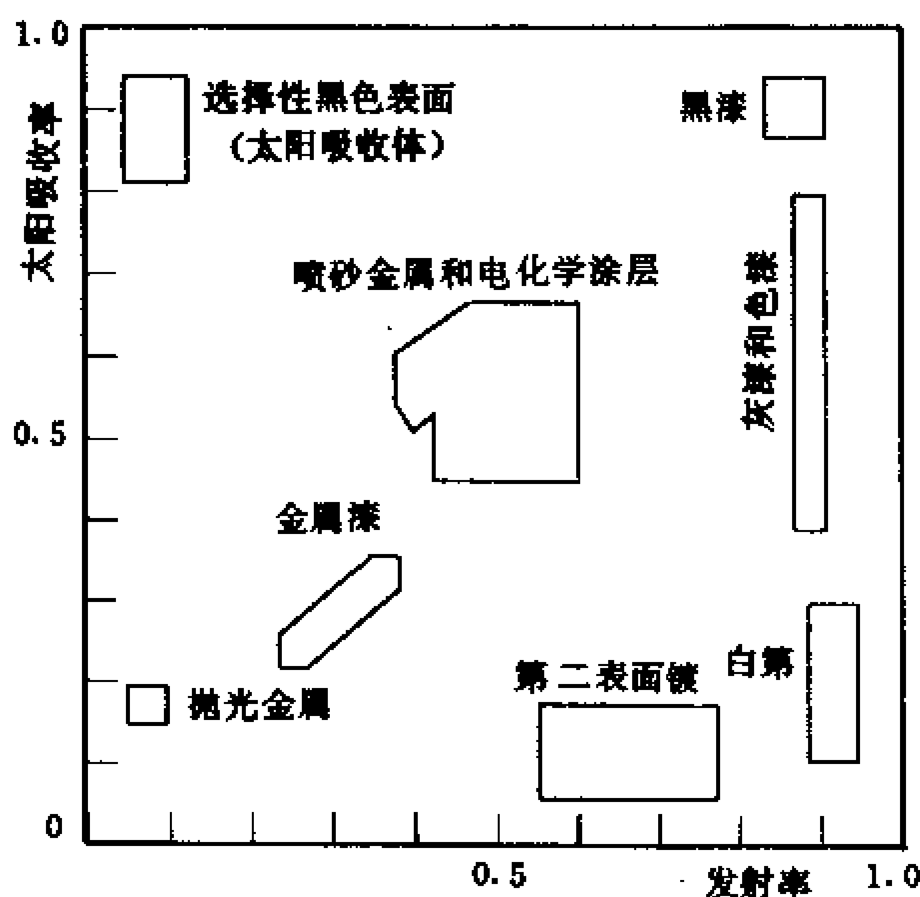


图 7-3　热控涂层 α_s 和 ε_H 取镜范面

热控涂层暴露于空间环境中，特别是经受长期紫外辐射后，其性能明显退化，一般表现为 α_s 有所升高，导致卫星呈现缓慢升温趋势。对于长寿命卫星而言，这个问题显得尤为突出，早就引起国内外普遍关注。即使以目前公认空间稳定性最好的石英玻璃镀镀第二表面镜来说，α_s 的年增长值亦达到 0.01～0.02，而且多镀卫星的监测结果也不一致。关于涂层退化机理的分析，更是众说纷云，有待于进一步探讨。在当前的实际工作中，这种涂层 α_s 的初始值一镀取 0.08，而 10 年寿命末期的取值则高达 0.25 左右。图 7-4 给出 OSR 太阳吸收率变化的典型镀镀。

7.3.2　多层隔热材料

基于多层反射屏辐射换热原理，由多层低发射率的反射屏和低热导率的间隔物交替叠

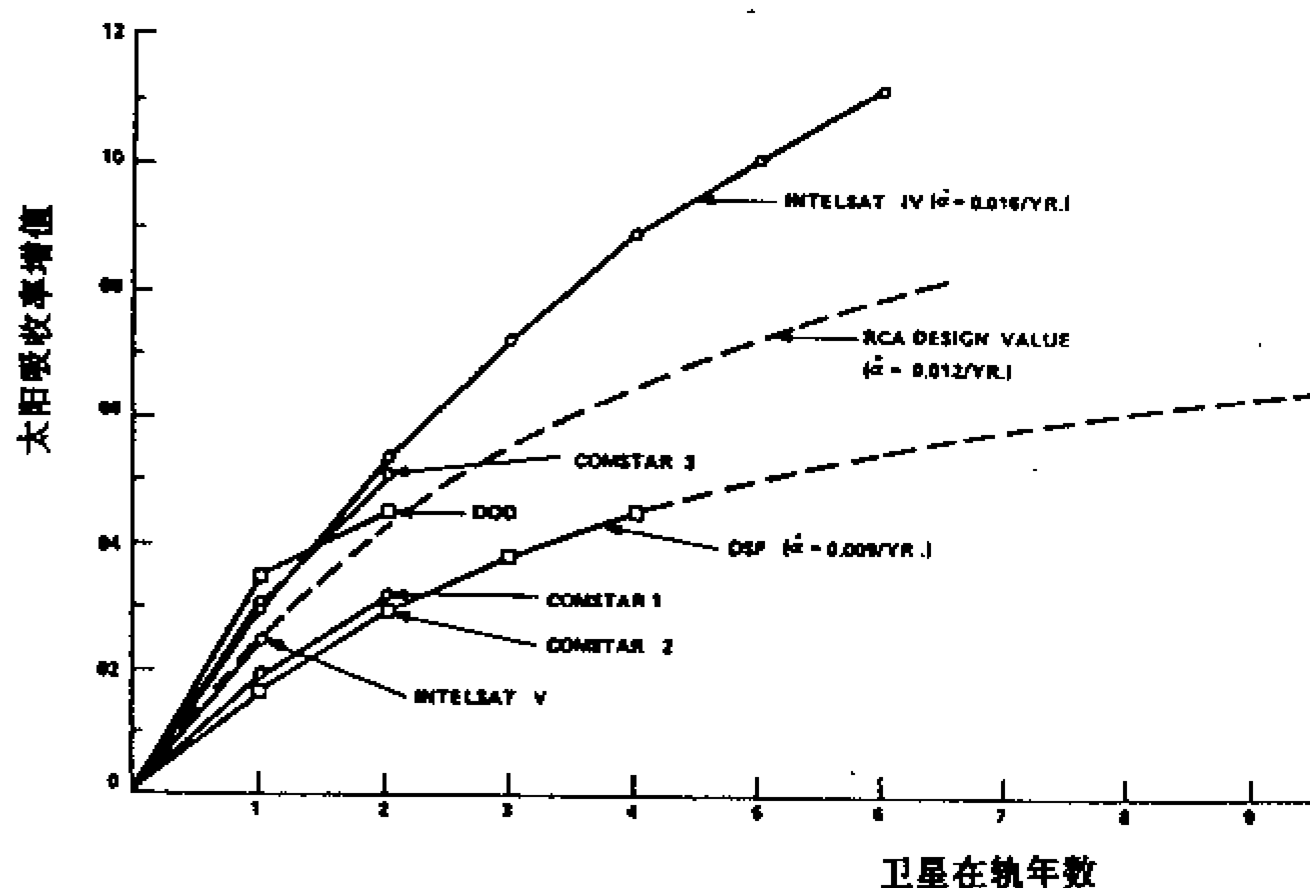


图 7-4 OSR 太阳吸收率的变化

合而成的多层隔热材料，在卫星上得到广泛的应用。由于在真空条件下其隔热性能比其它常见的隔热材料要优越得多，故被誉为“超级隔热材料”。此外，它还具有质量小的突出优点。

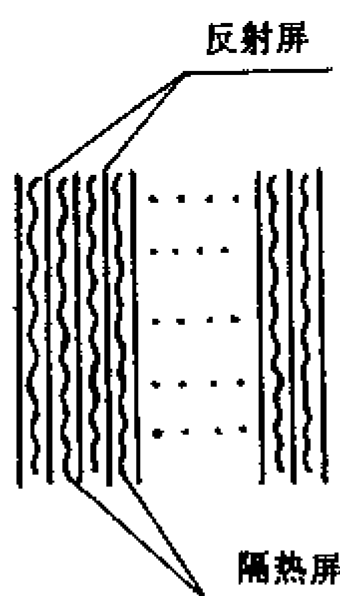


图 7-5 多层隔热材料的组成

多层隔热材料不仅用于星内仪器设备的保温，还可屏蔽星体外表面，减弱宇宙空间环境与卫星的热耦合关系。当使用部位的温度低于 150℃时，最常见的多层隔热材料由镀铝聚酯薄膜和涤纶（尼龙）织物组成。

工程上常将多层隔热材料看成是结构连续、性质均匀的实体，引用当量热导率 λ_{eff} 或当量发射率 ε_{eff} 来表征其宏观隔热性能。从理论上说，多层隔热材料的当量热导率可低达 10^{-5} W/m・℃的量级，当量发射率可低于 0.01，但实际上均远远高于此值。由于不可避免的开口、接缝、受压等多种因素的影响，λ_{eff} 大约在 10^{-4} W/m・℃的量级；ε_{eff} 则为 0.03～0.05左

右，而且随着具体使用条件不同，有较大的偏差范围。

当使用部位的温度较高时，反射屏改用镀铝聚酰亚胺薄膜或铝、铜、镍等金属箔；间隔物则为玻璃纤维或石英纤维等织物。此时，λ_{eff}和 ε_{eff}将有不同程度的升高。

7.3.3 热管

热管是一种依靠工质的蒸发、凝结和循环流动而传递热量的部件，其传热性能远远胜过相同直径和长度的金属棒材；或者说，其热导要大成百上千倍。由于热管能在距离较远、温差极小的条件下传递很大的热量，故被认为是“热超导”部件。

图 7-6 是典型热管的结构示意图。外层是密封的金属（铝、不锈钢等）圆管。管的内壁铺设一定厚度的毛细材料，称为管芯。管内充有少量液态氨（或丙酮等）工质。当热管的一端（蒸发段）与热源相连接时，热量通过管壁及管芯传给工质。液态工质受热蒸发，其饱和蒸气流动到热管的另一端（冷凝段），并在那里凝结下来，放出气化潜热。热量通过凝结液、管芯和管壁传到外界去。蒸气放出潜热后凝结成的液体，通过管芯，在毛细力作用下回流到蒸发段。如此循环不已，实现热量的连续传递过程。

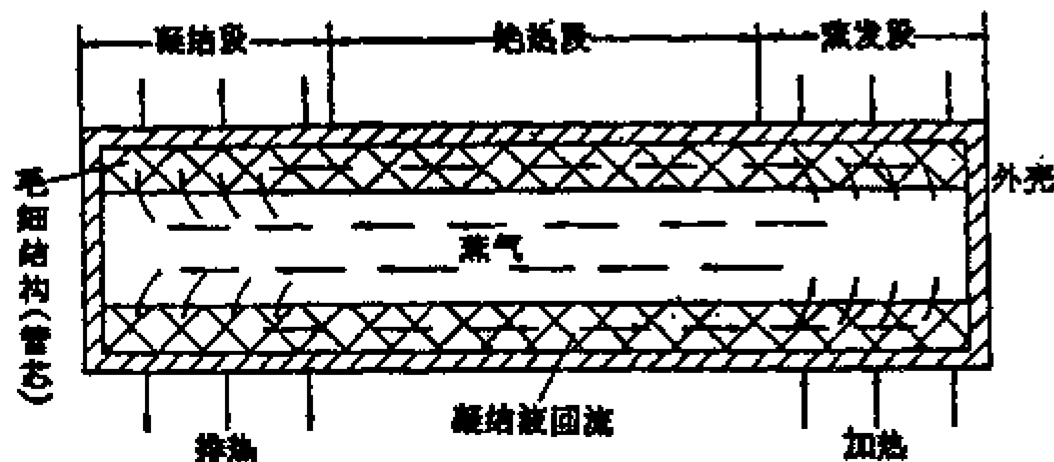


图 7-6 热管结构示意图

热管没有运动部件，不需要消耗电能，结构紧凑且运行可靠，特别适合于在无重力影响的卫星上应用。目前通信卫星大功率行波管的散热问题，几乎绝大多数依靠热管来解决。

一般的热管属于被动式热控措施。如果略加改进，做成可变热导热管、单向热管（热二极管）或热管式热开关，就可具有一定的自动调节温度的能力。

近年来，将热管网络预埋在蜂窝板内，已经成为卫星仪器安装板的重要形式。它的特点是既可减小结构件的质量，又具有优异的传热性能。

7.3.4 电加热器

电加热器由电热元件、绝缘层和引出线三部分组成。由于电加热器结构简单，效果明显，因而广泛用在卫星上需要升温的部位。

当今卫星上使用的电加热器，主要有两种类型。一是以铜锰镍合金箔（丝）为电热元件，聚酰亚胺薄膜为绝缘层的薄膜型电加热片（带）。其特点是既薄且轻，厚度为 0.1 mm 左右，单位面积质量约 360 g/m²。可在 −180～+180℃的温度范围内长期工作。在 500 V 电压下无击穿现象，绝缘性能良好。这种电加热器已大量用于星内仪器设备的温度控制。另一种是铠装（套管）高温电加热丝。通常是在因康镍合金套管里平行放置两根镍铬丝，其

间用烧结的氧化镁粉末绝缘。这种电加热丝外径在 1 mm 左右，可以方便地缠绕在待加热的物件上，并有良好的耐冲击、耐震动和耐冷热交变的性能，可在 900℃左右的高温下使用。卫星上的姿控发动机等部件普遍使用这种电加热器。

从电加热器的使用方式来说，大致有以下五种类型：

(1) 加热功率为恒定值，无任何调节能力，属于简单的被动式热控措施；

(2) 按事先设定的程序控制电加热器的通电与断开；

(3) 与电子式或机械式恒温控制器配套使用，具有温度信息反馈的自动调节能力，属于主动式热控措施；

(4) 由地面站发送指令，遥控电加热器的工作；

(5) 为确保电加热器工作的可靠性，兼备自动调节与遥控两种功能，这是目前许多卫星采用的方式。

7.3.5 无源主动式热控装置

叶片式百叶窗是一种典型的主动式热控装置，不需要耗费能源。它的基本原理是，利用双金属弹簧，驱动低发射率叶片，不同程度地遮挡高发射率的表面，改变当量发射率，控制散热量，从而调节待控对象的温度。

图 7-7 给出百叶窗的结构示意图。叶片是调节当量发射率的主要动作元件，常用值金的薄铝片制成，有较好的刚度和强度，表面发射率很低。驱动器一般是双金属弹簧，藉此敏感温度而变形，并驱动叶片。一般说，百叶窗的底板就是待控而，具有较高的发射率。当待控面温度偏高时，驱动器即推动叶片开启，露出高发射率表面，散热量增大，从而使待控面降温；反之，当待控面温度偏低时，叶片在驱动器作用下闭合，辐射热量减小，温度将回升。现在已经在卫星上使用的叶片式百叶窗，其当量发射率的变化倍数（即 $\varepsilon_{全开}/\varepsilon_{全闭}$）已达 12 左右，因此这种装置是相当有效的。

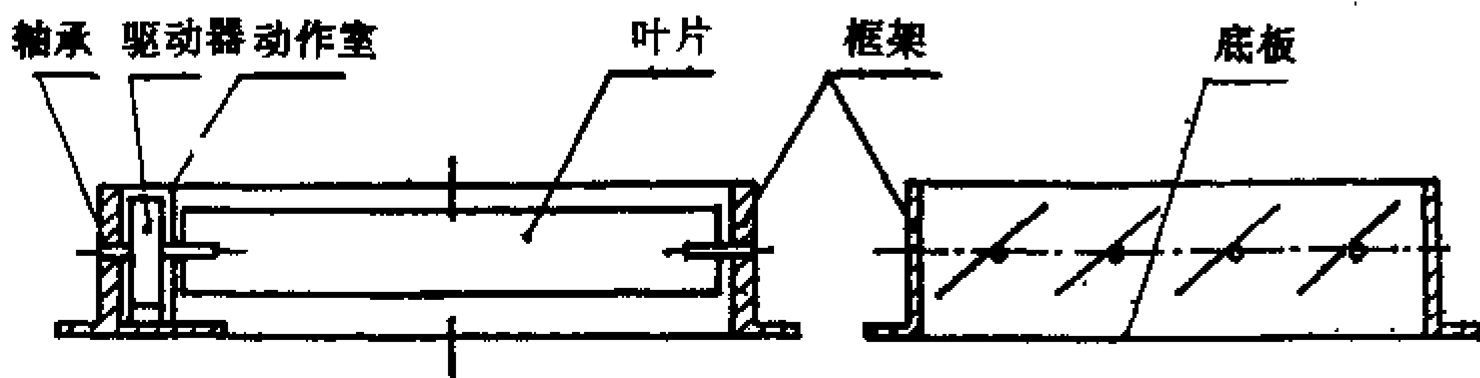
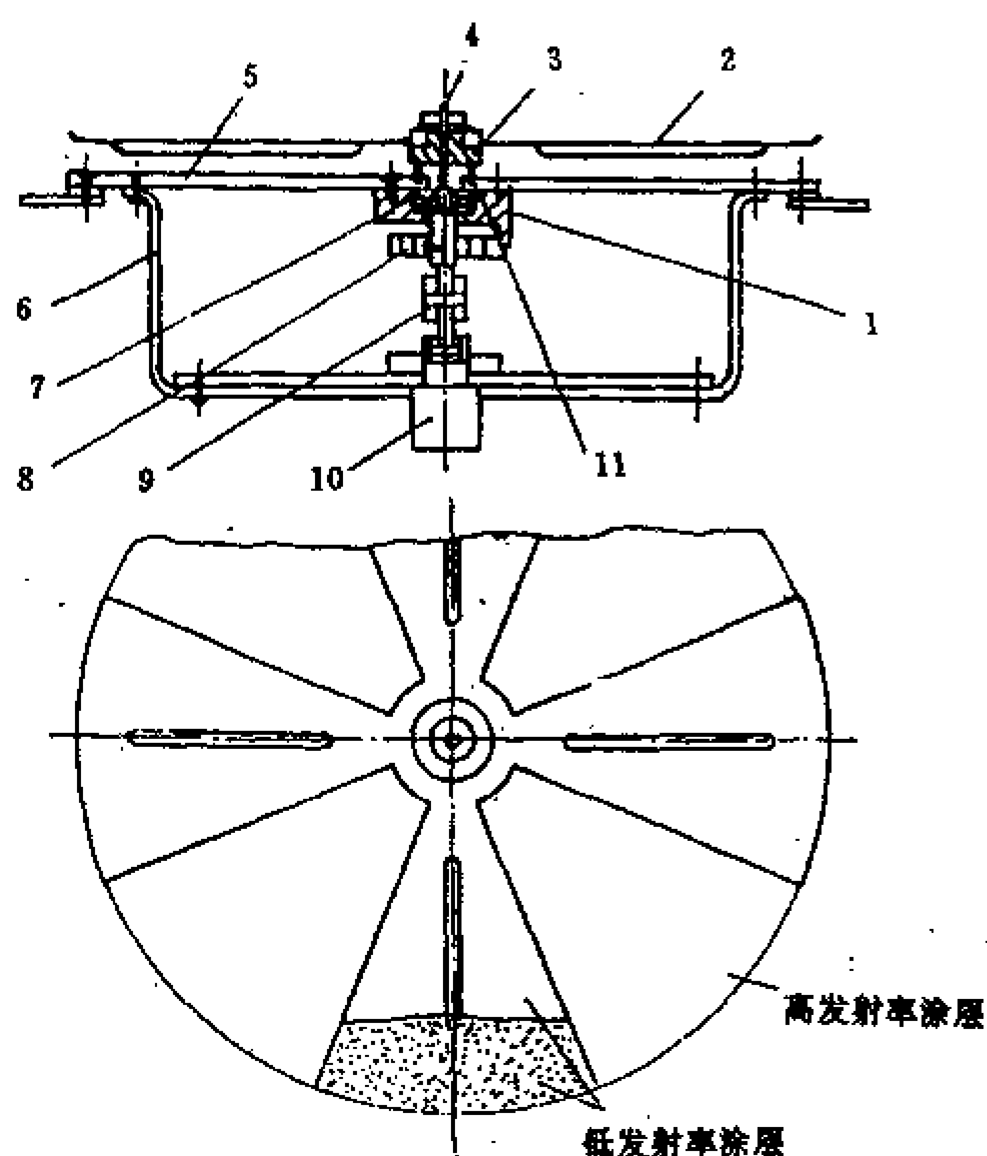


图 7-7 叶片式百叶窗示意图

图 7-8 所示转盘式百叶窗，其工作原理是一样的。当用于不受太阳照射的部位时，转盘表面涂覆低发射率热控涂层，待控而则沿圆周方向交错覆盖发射率相差很大的两种涂层，当双金属弹簧感受温度而变形并驱动转盘时，待控而所暴露的发射率发生显著变化，从而改变其平衡温度。



1—轴承套；2—叶片转盘；3—轴壳；4—转轴；5—待控面；6—罩盖；
7—轴承；8—双金属弹簧；9—连接器；10—电位器；11—插扣。
图 7-8 转盘式百叶窗示意图

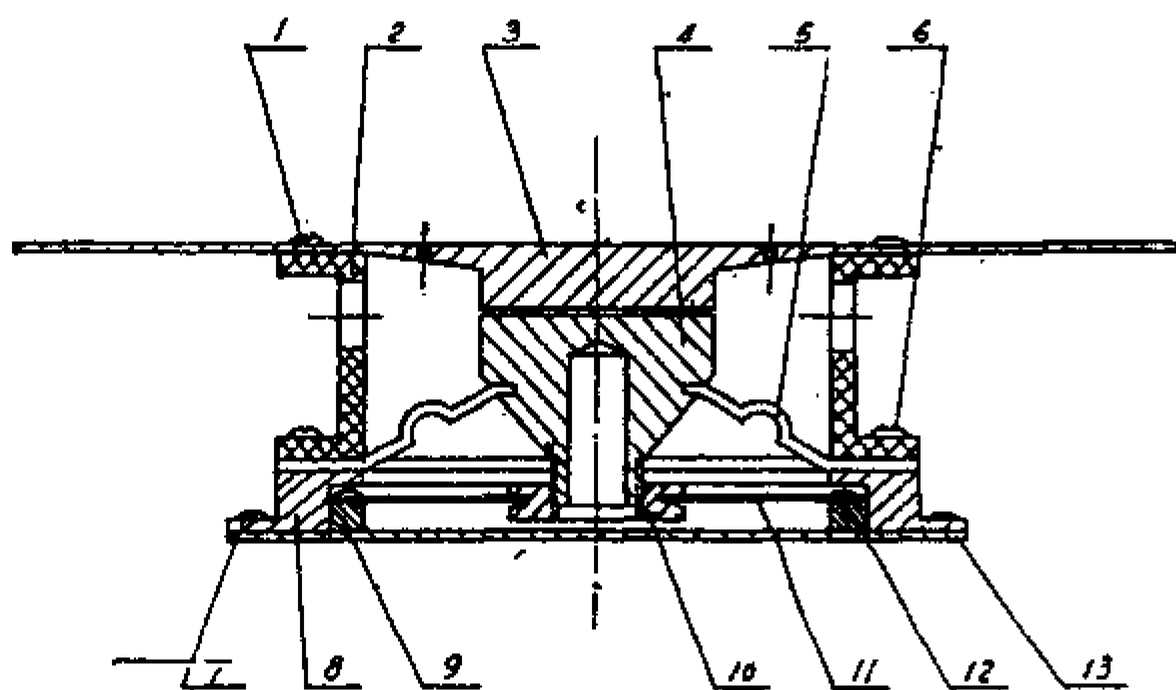
无论是叶片式或转盘式，当百叶窗用于受太阳照射的部位时，必须对叶片、转盘和待控面的热控涂层的太阳吸收率作适当选择。

另一类无源主动式热控装置的典型代表是接触式热开关，它以切断和接通导热通道为基本控制动作。具体结构可见图 7-9。面向宇宙空间的辐射器用高热导率材料制成，表面为低比值（α_S/ε_H）的涂层。接触塞是主要动作体，要求接触塞与辐射器接触时的热阻尽量小。导热束用铜箔制成，是待控面与辐射器之间的热通道，并可随接触塞往复运动。双金属弹簧是热开关的驱动元件，它感受待控面的温度而变形，并推动接触塞运动。一个接触式热开关只有非通即断两种状态。倘若需要较精确地控制温度，就必须将动作温度不同的多个热开关组合起来使用。

基于类似原理，还有其他多种形式的热开关，本书从略。

7.3.6 流体循环换热装置

迄今为止，绝大多数卫星都是采用各种各样强化（或削弱）辐射和传导换热的措施来实现对仪器设备的热控制。只有前苏联发射的第一颗卫星及以后的“宇宙”系列卫星等，曾采取气体强迫对流（通风）来调节星内温度。



1、6、7、12—螺钉；2—绝热支架；3—辐射器；4—接触塞；5—导热束；
8—开关座；9—安装环；10—调节螺母；11—双金属条；13—待控面。
图 7-9 接触式热开关示意图

当星内仪器板的温度达到某一值时，风机启动，气体流经安装板和仪器设备，吸收各处的热量。这些热量将通过卫星外壳向空间散发。当星内仪器板的温度降低到某规定值时，风机自动停止工作，星内温度将逐渐回升。这种热控措施的优点是，星内温度比较均匀，调节范围较宽，主要的缺点则是卫星应为密封结构，需要耗费电能，运动部件的可靠性问题比较突出。

由于航天器任务日益复杂化，随着卫星的大型化及生物卫星、载人飞船和空间站的发展，闭环流体回路换热装置应运而生。这种闭环回路是强制介质在设定的管路内循环流动，达到传输热量的目的。常用的介质是水、乙二醇、氟利昂、氨或多种有机硅化合物。按单个回路的介质在工作过程中是否发生相态转变来分类，有单相液体回路和两相流回路（液-气转换）两种。

单相液体回路换热装置已经在航天器上得到广泛应用。如图 7-10 所示，"双子星座"载人飞船利用液体工质（MCS-198 硅酯）流经管道、阀门和各种类型的换热器，将热源与热沉（辐射器）连接起来，合理地分配热量并向外排散，由此实现航天服、座舱及各种仪器设备的温度控制。该液体回路装置的最大排热能力达到 2850W。

单相液体回路的主要不足之处是，流体质量流率随着航天器热负荷的增加而增大，从而要求驱动器（泵）的耗功迅速增长。此外，这种装置的控温精度稍差，尚不能满足许多仪器设备的要求。

两相流回路是利用流动介质在相变过程中吸收和释放热量来完成热量的传输和排散。由于通常所用工质均具有较高的相变潜热值，因而与单相液体回路相比，两相流回路传输

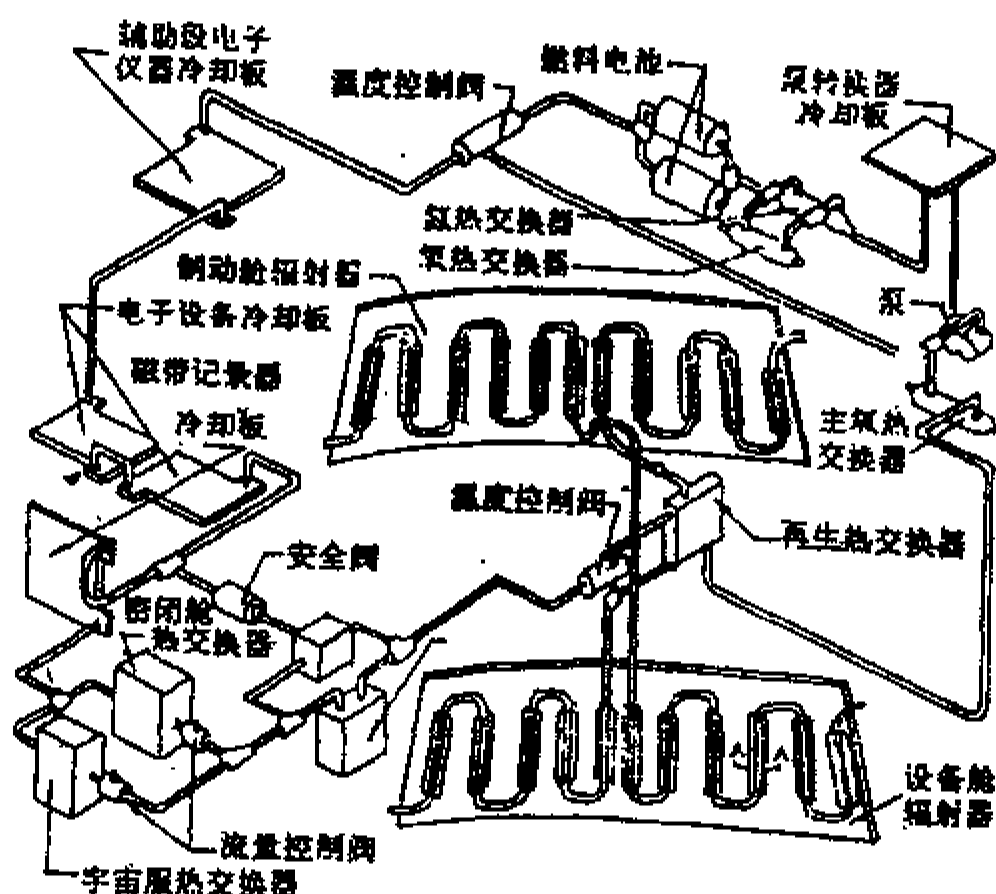


图 7-10 “双子星座”液体回路换热装置

相同热量时所需工质的质量流率要小得多。不仅可以减少工质用量和缩小换热面积，从而大大减小质量；还可以降低驱动功率，节省能源。此外，两相流回路中，工质在气化和液化时温度变化很小，这种近于恒温的过程对控制仪器设备的温度十分有利。

除去比较熟悉的泵驱动式两相流回路外，近年来，毛细抽吸两相流体回路（CPL）受到极大的关注。这种装置与热管技术相仿，靠自身的毛细结构来驱动工质，无论是等温性、可靠性和热传输能力均优于泵式两相流回路。

图 7-11 是 CPL 工作原理图。CPL 主要由蒸发器、冷凝器、蒸气联管、液体联管及贮液器等组成。当外部热负荷加于蒸发器时，热量通过管壁传入毛细芯内的液体工质。液体受热蒸发，其蒸气流向冷凝器。蒸气在冷凝器凝结并放出潜热，热量通过管壁传递到热沉（辐射器）向外排散。在冷凝器内凝结下来的液体则通过液体联管在毛细抽吸力的作用下流回蒸发器。如此循环不断，连续有效地排散热量。贮液器可以起到调节温度水平的作用。

现有 CPL 实验装置的热流密度达到 $26W/cm^2$，传输能力接近 200 kW · m（例如，将 200 kW 热量传输到 1 m 以外，或将 100 kW 传输到 2 m 以外等）。CPL 装置的最大优点是整个循环的驱动是靠毛细芯结构，不需要任何消耗外功的泵。从节省能源和减小质量的观点来说，是十分可取的。

应该指出，在载人飞船和空间站使用各类流体循环换热装置时，必须与生命保障系统结合起来统筹安排。除了实现仪器设备所要求的温度指标外，同时也为航天员提供生存所必需的各种环境条件。由于这部分内容已超出本书命题范围，故未展开叙述。

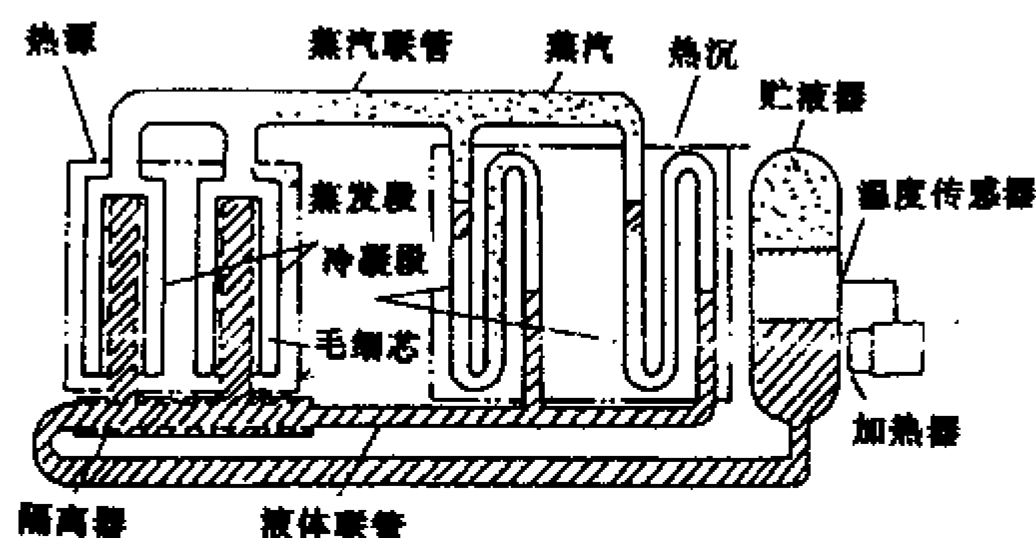


图 7-11　CPL 工作原理图

7.3.7　其他

在卫星上使用的其它热控措施，比较常见的还有导热填充材料、相变材料和低温制冷装置等，受本书篇幅所限，不再一一介绍。

7.4　热分析计算

热分析计算和后面将要讲到的整星热平衡试验，两者互相配合，是完成卫星热设计的主要手段。

卫星热分析计算包括两方面内容：一是具体确定卫星所吸收的外热流；二是详细计算卫星各部位的温度值。

7.4.1　外热流计算

外热流对卫星的温度状况有重要影响。为了研究卫星的温度场，必须首先完成外热流的计算。进行卫星热平衡试验时，也需要用到外热流数据。

为确定太阳直接辐射、地球反照和地球红外辐射三部分外热流，主要是研究几何关系问题，计算相应的角系数。

1. 太阳直接辐射

在卫星的运行轨道上，太阳光可看成是均匀的平行光束。由图 7-12 可知，卫星外表面任一微元面积 dA 所吸收的太阳直接辐射 dq_1，如下式所示：

$$dq_1 = \alpha_s S \cos\beta_s dA \qquad (7\text{-}5)$$

若令 $\Phi_1 = \cos\beta_s$，则有：

$$dq_1 = \alpha_s S \Phi_1 dA \qquad (7\text{-}6)$$

通常称 Φ_1 为太阳辐射角系数。

2. 地球反照

假定地球为漫反射体，对太阳光的反射遵循兰贝特余弦定律，反射光谱与入射太阳光

谱相同，且地球表面对太阳光的反射率取整个地球表面的年平均值 ρ。则由图 7-13 可知，卫星外表面任一微元面积 dA 所吸收的地球反照 dq_2 如下式所示：

$$dq_2 = \alpha_s \rho S dA \iint_{A'_E} \frac{\cos\eta \cos\alpha_1 \cos\alpha_2}{\pi l^2} dA_E \qquad (7\text{-}7)$$

此式表示沿卫星微元面积 dA 所看到地球球冠的光照面积 A'_E 进行积分。若令

$$\Phi_2 = \iint_{A'_E} \frac{\cos\eta \cos\alpha_1 \cos\alpha_2}{\pi l^2} dA_E$$，则有

$$dq_2 = \alpha_s \rho S \Phi_2 dA \qquad (7\text{-}8)$$

通常称 Φ_2 为地球反照角系数。

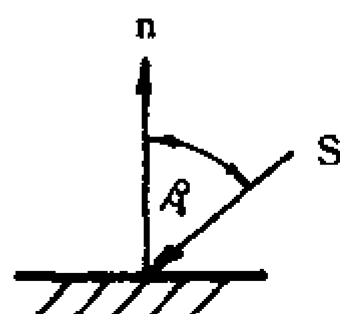


图 7-12　太阳辐射系数

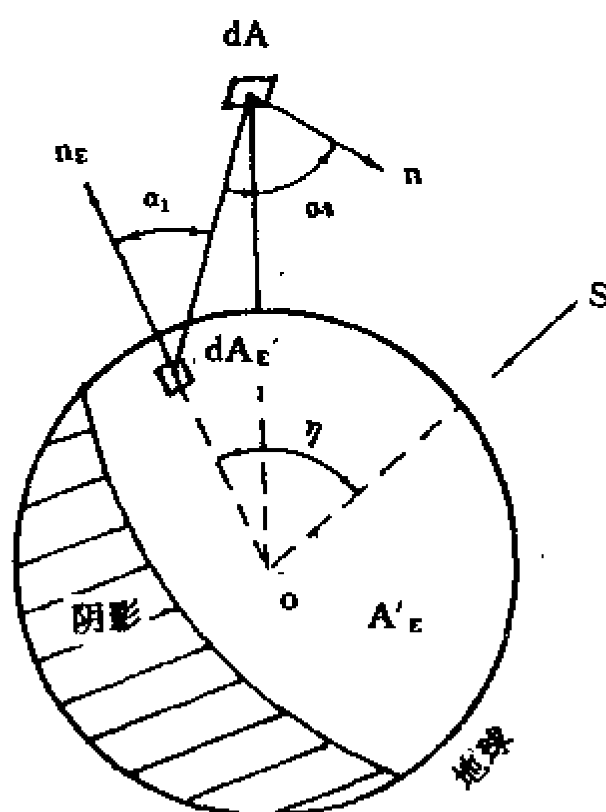


图 7-13　地球反照系数

3. 地球红外辐射

假定地球是一个均匀的热平衡体，即地球向空间辐射的能量等于它从外部吸收的太阳辐射能量。如图 7-14 所示，卫星外表面上任一微元面积 dA 所吸收的地球红外辐射 dq_3 如下式所示：

$$dq_3 = \varepsilon_H \left(\frac{1-\rho}{4}\right) S dA \iint_{A_E} \frac{\cos\alpha_1 \cos\alpha_2}{\pi l^2} dA_E \qquad (7\text{-}9)$$

此式表示沿卫星微元面积 dA 所看到的地球球冠 A_E 进行积分。

若令 $\Phi_3 = \iint_{A_E} \frac{\cos\alpha_1 \cos\alpha_2}{\pi l^2} dA_E$，则有

$$dq_3 = \varepsilon_H \left(\frac{1-\rho}{4}\right) S \Phi_3 dA \qquad (7\text{-}10)$$

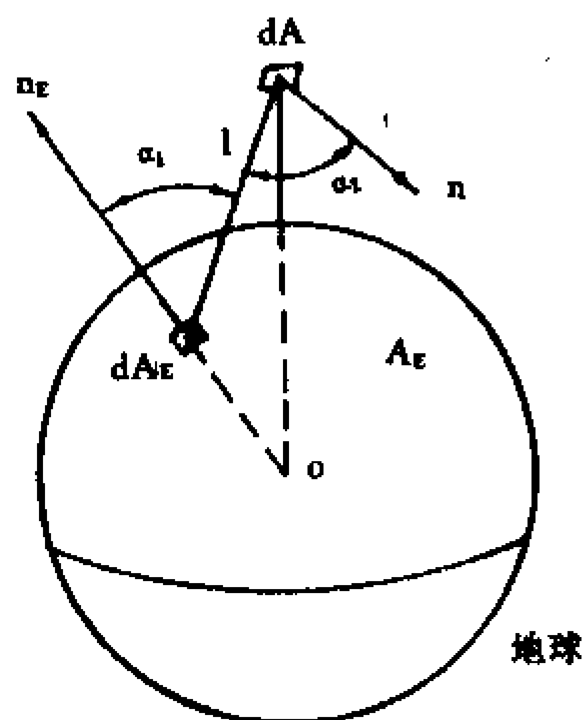


图 7-14　地球红外辐射角系数

计算外热流的复杂性主要表现在以下三方面。第一，需要考虑卫星整个表面面不是微元面积。第二，卫星在轨道上运行时，各部位对于太阳及地球的相对位置是不断变化的。为了计算各个时刻的 Φ_1、Φ_2 和 Φ_3，必然涉及到极其复杂的轨道参数。第三，卫星自身各部分之间的相互遮挡和诸表面之间的反射，使得三项角系数的计算更加需难。总之，外热流的计算十分繁琐复杂，幸好可以藉助于专用程序在计算机上完成。对此有兴趣的读者，可参阅有关专题文献。

求出 Φ_1、Φ_2 和 Φ_3 后，只要知道卫星表面的太阳吸收率和红外发射率，就能方便地确定卫星表面实际吸收的外热流。如前所述，除某些特定部位外，卫星表面的太阳吸收率和红外发射率正是热设计过程中待定的重要参数。通常借助于选择适当的热控涂层来达到控制卫星温度的目的。

7.4.2　卫星温度计算

卫星热分析计算的最终目的是获取卫星各部位的温度值。由于卫星内外换热关系比较复杂，要想得到整个卫星温度场的分析解是非常困难的。随着现代计算技术的发展，已经有可能采用近似数值计算方法来研究卫星在各种工况下的温度分布。目前普遍采用的是结点网络法，有些场合也使用限元法。

结点网络法是一种简化的有限差分技术，具有迅速、灵活的特点，面且计算结果比较准确、可靠。这种方法的基本思路是，根据卫星的物理模型，将计算对象划分为若干个一定尺寸的单元，每个单元称为一个结点。每个结点中的各种热参数用以结点为代表的集总参数法来表示。结点之间的辐射、传导（或接触）和对流换热过程，可以归结为结点之间由多种热阻连接起来的热流传递过程。若将结点之间的这种关系用图形来表示，便形成一幅热网络图。达种热网络与电网络具有图形和数学模型上的类比关系。例如，热流一电流、热阻一电阻、热导一电导、热容一电容、温度一电势。因此，可以借用电学上的克希荷夫

第二定律得到各个结点的热平衡方程式，即式（7-2），已在前面作过介绍，此处不再重述。

在选取结点时，应该注意以下原则：

（1）结点所代表的单元应是等温的；

（2）两结点之间通过的热流密度是均匀的；

（3）当需要计算温度梯度时，结点必须位于边界上；

（4）当考虑热物性随温度变化时，结点所代表的单元不应有很大的温度梯度。

在用结点网络法进行计算时，作了如下基本假定：

（1）结点表面具有灰体的特性，即表面的太阳吸收率与发射率均与波长无关；

（2）表面辐射具有漫射性质，即表面辐射出去的能量在任意方向上都是均匀的；

（3）表面的反射辐射亦具有漫射性质。

为便于编程计算，将式（7-2）进行适当变换和整理后，可得到如下的普遍形式：

$$\sum_{j=1}^{N} D_{i,j}(T_j - T_i) + \sum_{j=1}^{N} E_{i,j}\sigma(T_j^4 - T_i^4) + q_i = m_i C_i \frac{dT_i}{d\tau} \tag{7-11}$$

式中 $D_{i,j}$——结点间传导网络系数；

$E_{i,j}$——结点间辐射网络系数；

q_i——结点的外热流和内热源之和。

这里，$D_{i,j}$可按一般热传导、接触热传导和有界面的热传导等几种不同情况分别计算。$E_{i,j}$的计算比较复杂，可参阅有关专题文献，此处从略。式中其他符号的意义与前相同。

相应于卫星的各个结点，可得到大型非线性方程组，具有温度的一次方项和四次方项。根据方程组的非线性和稀疏性的特点，可将它线性化后用稀疏矩阵法作数值求解。多年来，国内外对具体计算方法进行过相当多的研究，并有详细报导。

在卫星的研制过程中，往往需要反复进行温度计算，而且在各个阶段有不同的目的和要求，计算规模也大不一样。以整星温度计算为例，初期属于粗略的估算，结点数较少，着眼于选择和比较方案。随着工作的深入，将利用计算结果进行热控方案的优化设计。在卫星的初样阶段，各种设计依据和技术参数相对说来已经比较齐全，可以而且需要进行结点数较多的详细计算，以便确定热控系统的初样方案。在热控星试验完成后，往往会发现计算和试验结果有某种程度的偏离，这就需要对数学模型、计算方法或某些参数进行适当的修正，再次进行核算，也可能恰好暴露出试验中存在值得改进的地方。总之，这时候要对计算和试验结果进行认真的分析，然后确定热控系统的正样方案。在正样阶段，结合整星热平衡鉴定试验，进一步的计算将用于最终确定发射星热控系统的技术状态，并给出飞行温度的预示值。当卫星入轨后，可把计算结果与遥测数据进行对比，并且在对计算结果进行必要的修正后，用来预示卫星在各种工况和寿命末期的温度状况。

7.5 整星热平衡试验

为了验证卫星热设计的正确性，考核热控系统的实际性能，确保卫星的可靠运行，必须在地面进行各种不同类测和规模的空间环境模拟试验，其中最重要的是整星热平衡试验。

所谓整星热平衡试验，就是把真实卫星或模型星（统称试验星）放入空间环境模拟室内，在模拟运行轨道的真空、低温热沉和外热流等空间环境条件下，检验卫星处于各种不

间工况时各部位的温度是否符合预定要求。

世界各国在研制卫星过程中，不惜耗费巨资建造空间环境模拟器。整星热平衡试验时的费用也比其他试验高得多。目前就卫星热平衡试验方法和规范所进行的研究，受到各方面的重视。

7.5.1 空间环境的模拟

空间环境模拟器由空间环境模拟室、真空抽气系统、太阳模拟器（或红外加热器）、液氮流程和数据采集系统等部分组成。

空间环境模拟器的核心部分——空间环境模拟室（简称真空室），一般是采用不锈钢制成的立式或卧式圆柱形容器，其直径和高（长）度大约是几米到几十米。参阅图 7-15。也有少数真空室是球形容器。

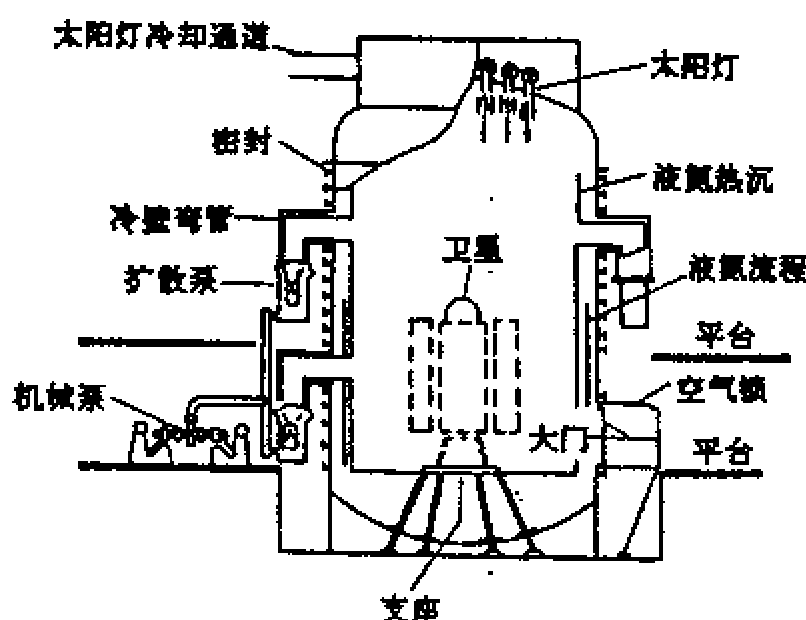


图 7-15　空间环境模拟器

在地面上近似模拟空间环境的方法分述于后。

1. 高真空的模拟

如前所述，卫星运行轨道的气压可能低达 10^{-13}Pa 以下。要在大型真空室内实现这样的高真空条件，是极其困难的。

从传热学的观点来看，如果气压低于 10^{-2}Pa，则气体的对流和传导的影响就可以忽略不计。因此，工程上用 10^{-3}Pa 以下的气压来模拟宇宙空间的高真空，已经完全足够。

典型的真空抽气系统包括机械泵、扩散泵和低温分子吸附泵（液氮系统）等，保证短时间内使真空室达到所需要的真空度。

2. 低温热沉的模拟

真空室内壁装有由钢管和铜板制成的冷却套筒，管内通以低温工质形成热沉。如果要尽量逼近空间环境 4K 的低温，则必须采用液氦或液氦流程。这类系统的投资和运行费用将高得惊人，且操作技术十分复杂。众所周知，辐射换热与绝对温度的四次方成正比。如果

采用价格较低廉的液氮作为冷却工质，其大气压下的饱和温度为77K。计算表明，此时热沉辐射能量密度约2 W/m²，不致于造成严重影响。液氮流程的运行技术要简单得多，并且显著节省费用。当然，对卫星的某些特殊低温部位可能带来稍大的误差。

宇宙空间环境相当于黑体。因此，真空室热沉表面通常喷涂黑漆，要求α_s大于0.95，ε_H大于0.9。有时还做成人工黑体的结构形式，使其尽可能吸收多余的外热流和卫星辐射与反射出来的热流。

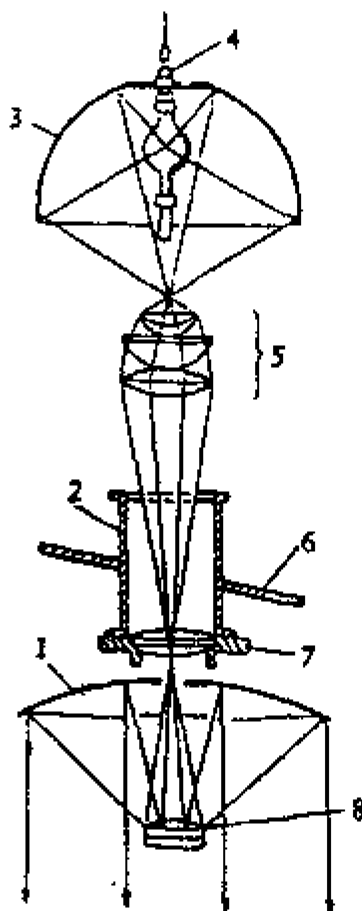
为模拟宇宙空间"无限大"的特点，真空室热沉与试验星特征尺寸（如直径，高度，长度，……）之比不能太小，一般认为至少是3倍。

3. 外热流的模拟

在真空室内模拟外热流是一项相当困难的关键技术，直接影响到卫星热平衡试验结果的准确程度。

模拟外热氮的方法可分成两大类，一是入射热流模拟法；二是吸收热流模拟法。

入射热流模拟法是利用太阳模拟器发出的模拟太阳光照射真空室内的试验星，同时配备适当装置模拟地球反照和红外辐射。太阳模拟器主要由光源、光学系统和冷却系统等部分组成。一般采用氙灯作为光源。由特殊的光学系统来保证到达试验星的光束在光谱、光强、均匀度、准直角和稳定度等方面尽可能接近真实的太阳光。目前常见的太阳模拟器有同轴式和离轴式两种，如图7-16和图7-17所示。后者的各种性能均优于前者。



1—抛物面反射镜；
2—导筒；
3—椭圆面反射镜；
4—氙灯；
5、7、8—光学镜头；
6—真空室壁。

图7-16　同轴式太阳模拟器

吸收热流模拟法的基本原理是模拟卫星表面等效吸收的外热流总值，而不考虑外热流的其它各项参数。目前较常见的是采用红外灯或红外加热器作为热源，也可采用试验星表面粘贴电阻加热片直接通电发热的方法。

从60年代开始，红外灯就作为热源广泛用于卫星热平衡试验。如图7-18所示，许多支

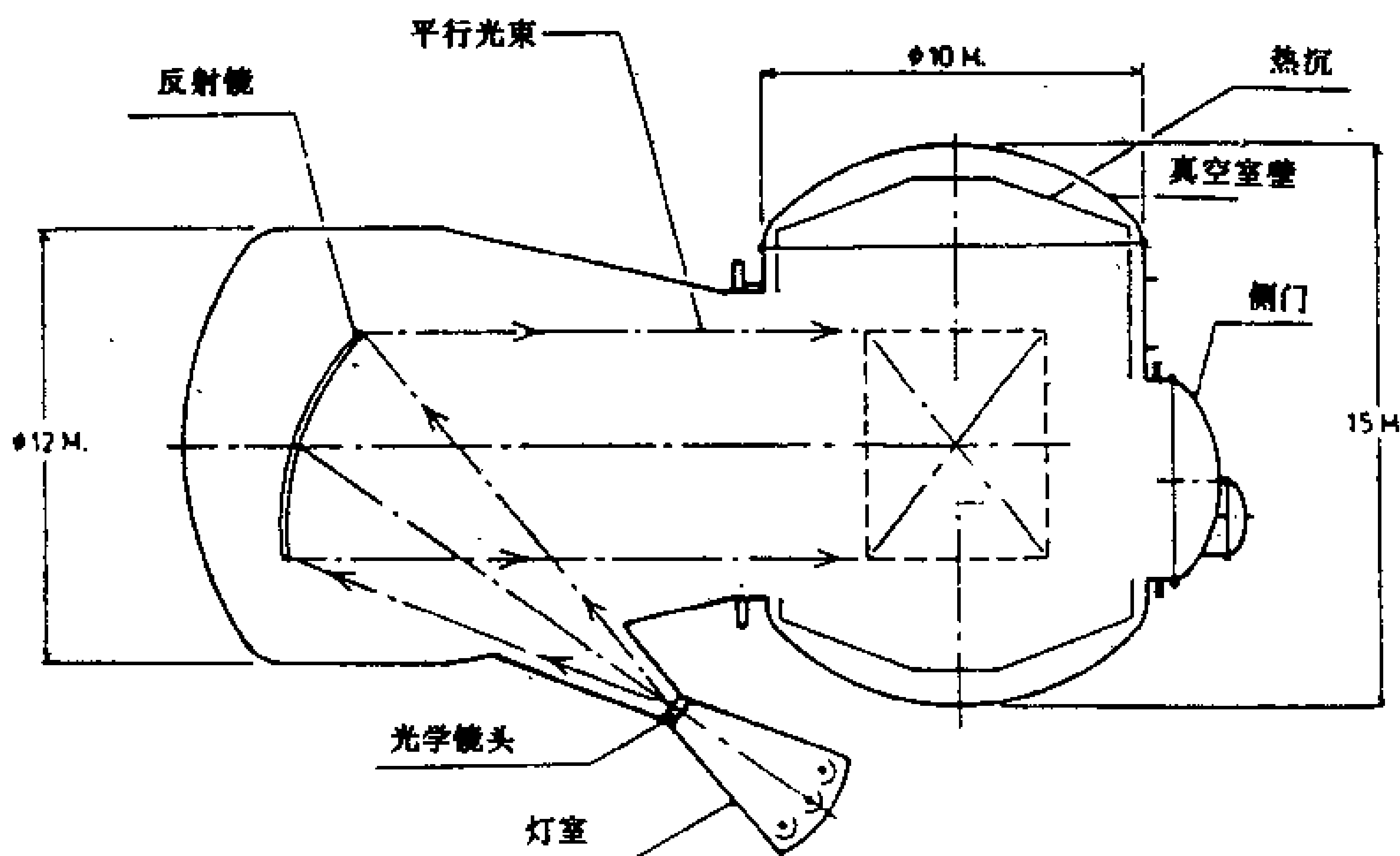


图 7-17　离轴式太阳模拟器

小功率碘钨石英灯泡（管）组成若干个灯阵，布置在真空室里试验星的周围。为了提高热效率和改善热流分布状况，每个石英灯均配有反射镜。灯阵边缘要有适当的挡板。通常用计算机来控制红外灯的功率，使得到达试验星表面的能量符合预定要求。

不少卫星的热平衡试验采用红外加热器。最常见的红外加热器是由薄而窄的不锈钢带形成回路，通电发热，对试验星辐射能量。根据试验星各部位的实际形状，红外加热器分别是平面、曲面、圆柱或圆台等不同形状的构件，布置在试验星的周围。

无论是使用红外灯，还是红外加热器，都要有精确的热流计，以便确定试验星表面实际吸收的热量。

另一种吸收热流模拟法是在试验星表而粘贴具有一定电阻值的薄膜加热片，通电发热，等效模拟卫星所吸收的外热流总值。应当在加热片表面喷涂适当涂层，保证其发射率与真实卫星设计状态相同。在待发射的真实卫星进行热平衡试验时，采用这种模拟方法有一定的困难。

表 7-3 对上述几种模拟外热流的方法进行综合比较。

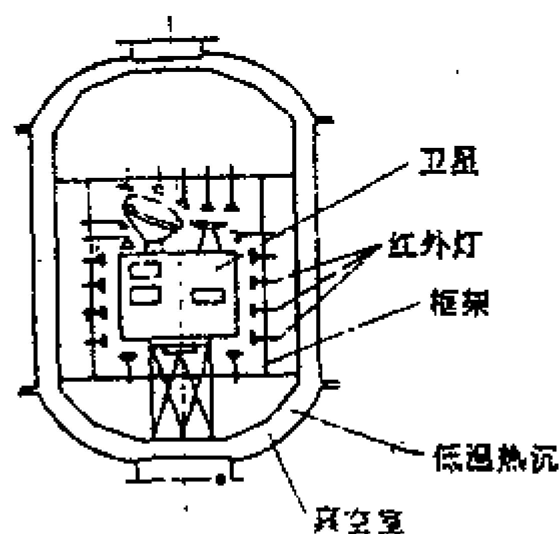


图 7-18　红外灯阵示意图

表 7-3　几种模拟外热流方法的比较

类型	热源	特　　点
入射热流模拟法	太阳模拟器	模拟真实程度优于其它各种方法。能检验卫星表面热控涂层的实际性能，并可较好地模拟卫星各部分之间的热耦合关系。但地球反照和红外辐射要另行模拟。技术较复杂，设备投资和运行费用昂贵
吸收热流模拟法	红外灯	不能模拟卫星表面对太阳光谱的响应。要通过事先的计算来确定试验星各部位所需吸收的外热流，因而带来较大的误差。不宜用于外形复杂的卫星。 设备投资和运行费用相对较低
	红外加热器	与红外灯的缺点大致相同，而且较难模拟瞬变热流。 设备投资费用低，运行亦简便
	电阻加热片	与红外灯的缺点大致相同，但模拟瞬变热流比较方便、准确。粘贴电阻片将使星体表面状态发生变化，需要采取特殊措施。 设备投资和运行费用低

7.5.2　试验星

一般情况下，整星热平衡试验做两次。在初样阶段，进行研制性热平衡试验，通常称为热控星试验；在正样阶段，属于热平衡鉴定试验。

热控星试验时，虽然采用模型星，但与将来真实卫星的状态应尽可能相同。特别是外

形尺寸、结构材料、总体布局、仪器安装方式及各种热控措施，力求完全一致。至于星体外表面的状态，则取决于模拟外热流的方法。倘若使用太阳模拟器，则应做到试验星表面各部位的太阳吸收率和红外发射率都与设计值相同。如果使用吸收热流模拟法，那么对模型星表面的太阳吸收率可不作要求，但发射率必须符合设计值。为节省费用和便于操作，模型星的绝大部分仪器设备只要求与真实状态有完全相同的外壳，内部只安装简单的电热元件，以便模拟该仪器设备工作时的耗散热量。倘若需要进行瞬态热模拟试验，还要求采用适当方式模拟它们的热容量。

在正样阶段，应该抽样选择一颗卫星进行热平衡鉴定试验，全面考核热控系统的实际性能。这颗试验星上的全部仪器设备都是符合实际使用要求的正样产品，因而工作时的耗散热量符合真实情况。当使用太阳模拟器、红外灯和红外加热器来模拟外热流时，星体表面即为真实状态；但采用粘贴电阻片的模拟方法时，原有表面状态将遭到破坏，只能临时换上模拟发射率的专用试验件来代替。

7.5.3 试验工况

整星热平衡试验不可能也不必要模拟卫星实际运行过程中所遇到的一切工况。因此，要经过仔细分析，选取那些具有典型意义和有充分代表性的工况，以便尽量缩短试验周期，节省试验经费。一般说，应该包括卫星所有的高温工况和低温工况。只有这样，才能做到利用有限次数的地面试验，全面、准确地预示卫星各仪器设备的实际温度。例如，安排静止轨道卫星的试验时，至少要选择春（秋）分、冬至和夏至三个特征日，从面基本上覆盖静止轨道全年外热流的情况。同时，试验工况还应充分反映星内所有仪器设备的典型工作模式。

除去上述额定工况外，从提高热控系统的可靠性着眼，常常要安排“潜力试验”。例如，按正常外热流和星内散热功耗进行试验后，再将它们分别增加（减少）适当比例，摸索卫星升（降）温的规律。有时则指定某个仪器断电停止工作，模拟卫星在故障状态下的温度状况等。

整星热平衡试验应确认试验星所有仪器设备的温度都处在规定的范围以内，并且留有足够的余量。否则，应在认真分析研究的基础上，对卫星的热控措施进行必要的修改。

7.6 典型卫星的热控措施简介

迄今为止，世界各国已经发射的几千颗卫星中，通信卫星占据相当大的比例。现以具有当代先进水平的“国际通信卫星Ⅴ”（INTELSAT-Ⅴ）、“加拿大通信技术卫星”（CTS）及“德国直播卫星”（TV-SAT）为例，介绍热控系统的概貌。

如图7-19和7-20所示，INTELSAT-Ⅴ的主体部分（通信舱和辅助分系统舱）呈箱形，另有伸出的天线舱、远地点发动机和太阳电池翼等。其他两颗卫星大致相同。卫星的主要热控措施分述于后。

7.6.1 主散热面

基于静止轨道外热流的特点，将耗散热量较大的仪器设备集中布置在星体的南/北面板

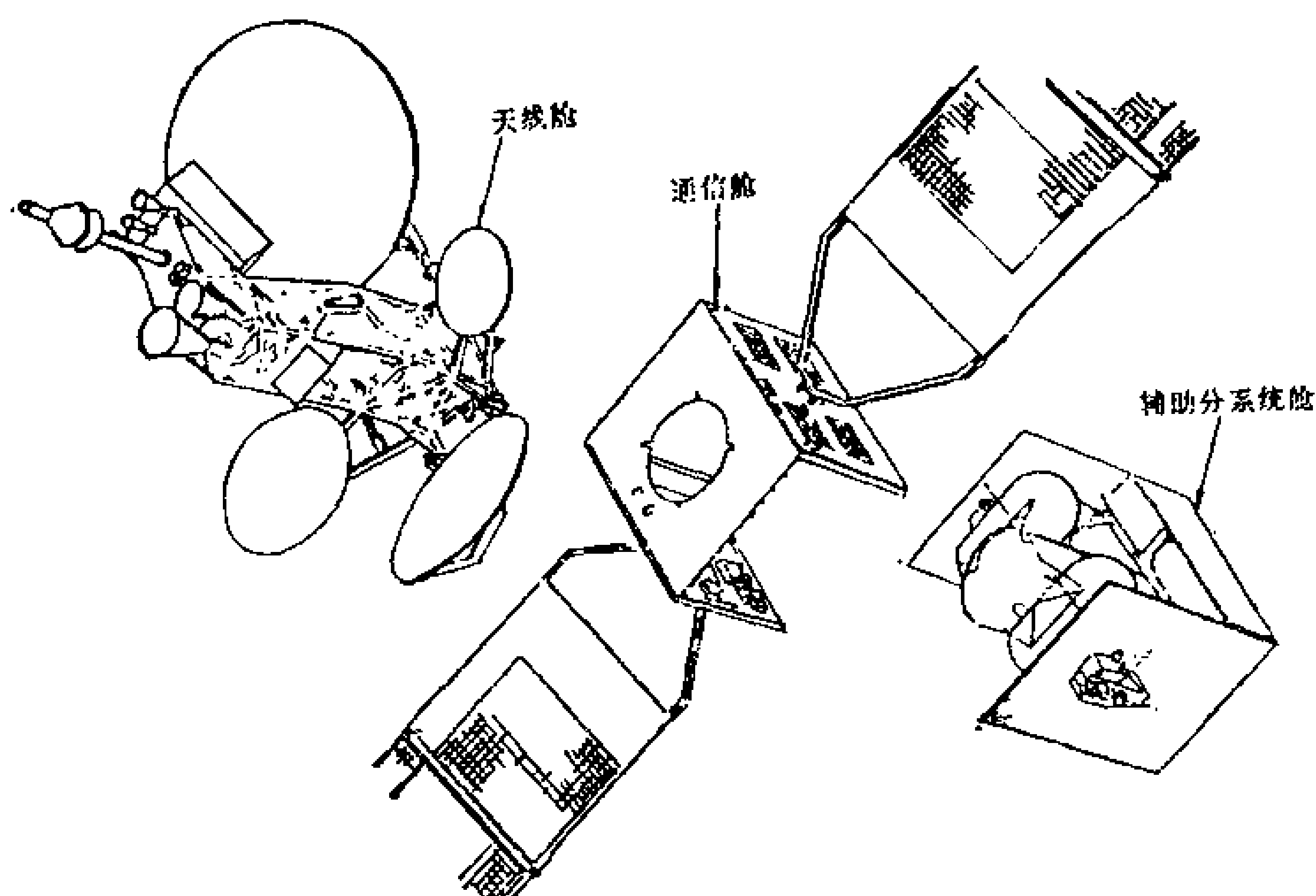


图 7-19 INTELSAT-Ⅴ外形图

上。南/北面板的部分面积粘贴 OSR，作为卫星的主要散热面。星体的其他各面（东、西、对地和背地面）基本上被多层隔热材料覆盖。

7.6.2 行波管

行波管热流密度特别大，散热问题比较突出。上述三颗卫星分别采用扩热板或热管网络将行波管热量适当分散，然后由南/北面板向空间辐射。INTELSAT-Ⅴ用的是扩热板。TV-SAT 则在南/北面板内部预埋热管，并有南/北面板连接热管，使得卫星散热能力进一步提高。CTS 由于行波管放大器断续工作，发热量有很大变化，所以采用可变热导热管，具有主动调温能力。

7.6.3 蓄电池

蓄电池的要求比较苛刻，希望保持在 0～15℃的范围内，还要控制电池组（各单体电池）的温度梯度和各电池组之间的温差。除常用的被动式热控措施外，特地附加主动式电加热装置。

7.6.4 天线

天线热设计的重点在于限制各部分的温度梯度，防止产生过大的热变形，影响定点指向精度。为此，天线上广泛使用多层隔热材料及多种热控涂层。注意天线与卫星主体的隔热。

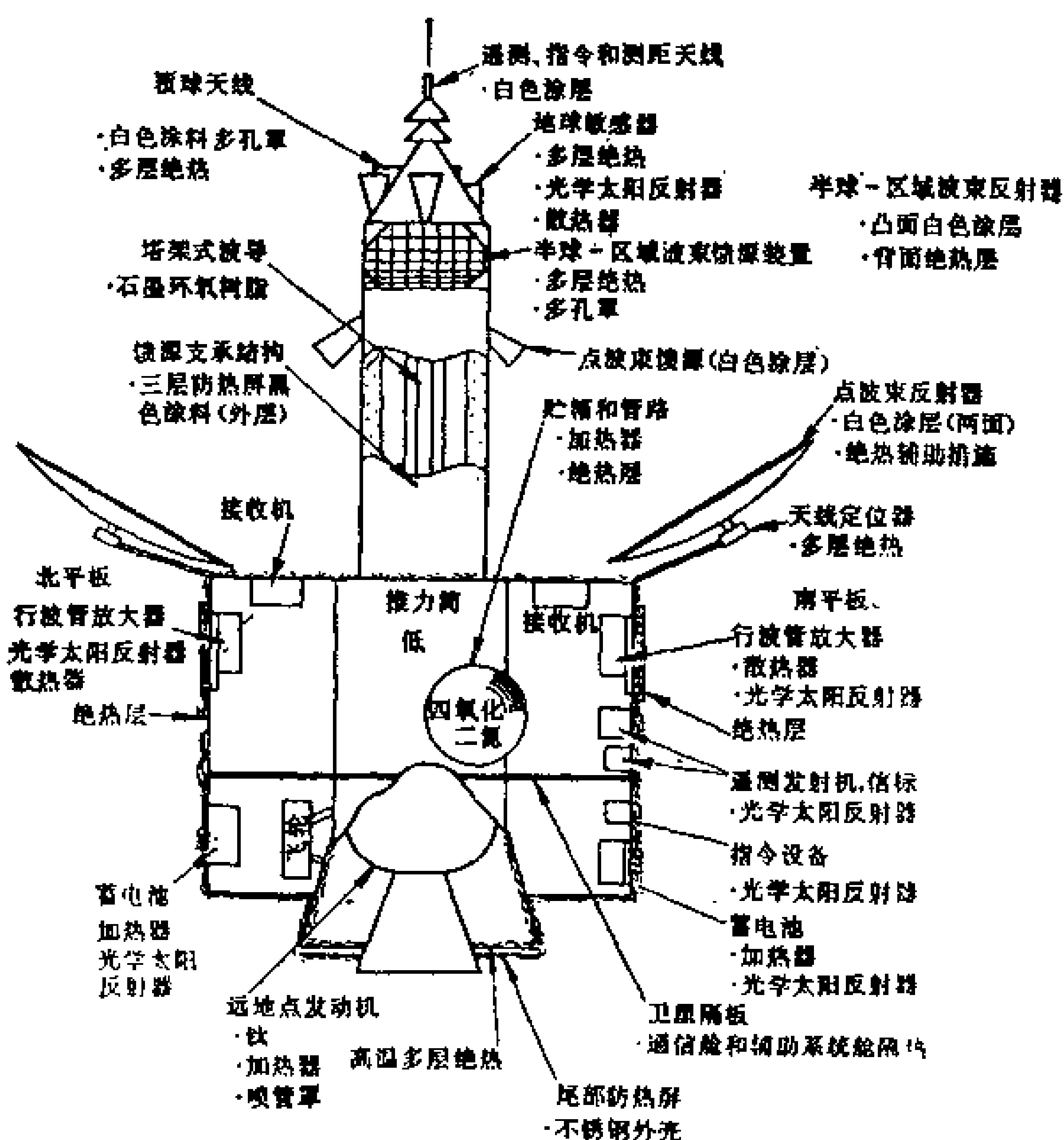


图 7-20 INTELSAT-Ⅴ的热控措施

7.6.5 远地点发动机

采用多层隔热材料和指令控制的电加热装置等措施，确保远地点发动机点火时处在规定的温度范围内。固体燃料发动机重达数百公斤的药柱具有很大的热容量，成为可以充分利用的条件。发动机持续燃烧时间并不长，但高温羽流效应却有严重影响。因此，靠近远地点发动机的卫星尾部，均用由高温多层隔热材料制成的隔热屏加以保护。

7.6.6 姿控发动机

姿控发动机有使用单组元推进剂（INTELSAT-Ⅴ和TS）及双组元推进剂（TV-SAT）两种类型。为防止推进剂冻结，所有贮箱、管路和阀门都安装薄膜型电加热片（带），并用多层隔热材料妥为保温。发动机壳体缠绕着铠装高温电加热丝，通电发热，确保必需的点火温度。这种电加热丝能承受点火后发动机壳体的高温。

7.6.7 其他

静止卫星在发射到定点的过程中，会遇到发射、上升段、停泊轨道、转移轨道和准同步轨道等各不相同的环境条件，星上仪器设备的工作状态也大不一样。为此，有针对性地采取相应的热控措施。

7.7 热控制技术的发展前景

自从世界上第一颗人造地球卫星上天以来，在最近30多年时间里，卫星热控制技术已经得到长足的进步，并且日趋成熟。但是，不容忽视的事实是，随着航天事业的飞速发展，卫星等各类航天器热控制技术正面临着新的挑战。特别是在热控材料（装置）的长寿命可靠性、高热负荷的传输和排散、先进的制冷装置和CAD技术应用等方面，应该力争有新的突破，才能满足愈来愈紧迫的需要。

7.7.1 热控材料（装置）的长寿命可靠性要求

延长卫星的工作寿命是提高航天产业经济效益的重要途径。人们对各类卫星寿命的要求已经从早期的几天、几个月，发展到几年、十几年甚至更长的时间。为此，热控材料和装置必须经受住长期空间环境的考验，保持性能稳定、工作正常。

卫星在轨期间，热控涂层性能退化（太阳吸收率升高），导致卫星升温，使得热设计师们受到严重的困扰。目前的工作重点，一是对现有热控涂层，从退化机理分析和实际应用两方面作更深入的研究，寻找对策；二是积极探求空间稳定性更好的新型涂层。再如各种主动式热控装置，使用相当数量的电子元器件，又有不少特殊的动作机构，如何保证它们在空间环境中长期可靠地工作，是值得重视的问题。

7.7.2 高热负荷的传输和排散

近年来，有些卫星朝大型化方向发展，星上热负荷成倍的增长。例如，70年代的“国际通信卫星-Ⅳ”，末期功率约为460 W；而80年代的“国际通信卫星-Ⅵ”已达2200 W以上；进入90年代，有些通信卫星的功率已超过5000 W。倘若考虑更大功率的卫星和载人飞船、空间站等其它航天器，那么，高热负荷的传输和排散就成为热控制技术中的难点，有待于认真探讨。

例如，前面提到的两相流回路传热装置，对高负荷的热传输有明显的优点，颇受关注。但是，目前尚处在发展研究阶段，还不够成熟。这主要是因为对空间微重力条件下两相流传热特性的研究尚不够充分。诸如两相混合流的分离，不溶气体的捕集等技术问题，尚未完全解决。

卫星等各类航天器在空间环境中的散热，除了极少数情况下采取排出消耗性工质的办法外，绝大多数都是依靠热辐射的方法来实现。尽管目前已经成功地使用多种形式的固体表面辐射器，但从适应更高热负荷、进一步减轻结构质量和更有效防止微流星损伤等目的出发，研究全新概念的诸如液滴式辐射器等装置，是很有意义的。液滴式辐射器有可能取代目前沿用的固体表面辐射器，将散热功率提高到数百千瓦以上，面结构质量则降低几个数量级。

7.7.3 先进的制冷装置

为了满足对地观测（气象、资源、环境……）、多门学科研究（天文、大气物理、地球科学……）和军事应用等方面的需要，许多星载遥感器的部件必须在低温环境中工作，以便提高其灵敏度和信噪比。一般将红外光学探测元件在常温（300 K）以下的工作温度规定

为 195 K、77 K、20 K 和 4.2 K 等几个等级。

空间应用的制冷装置，必须符合任务规定的制冷温度、制冷功率和使用寿命等指标，并受多种条件的限制。现有的辐射制冷、热电制冷、固体制冷、贮液式制冷、气体节流制冷（焦耳-汤姆逊循环）和机械式制冷（斯特林循环、维勒米尔循环）等多种装置，已在不同程度上得到应用。但是，从功耗、质量、尺寸和可靠性等方面来说，还远远不能满足要求。目前正在探索连续运转时间长（如 10 年以上）、可靠性高（0.95～0.99）的先进制冷装置。有资料报导，一种没有运动部件，不需耗费电能且可靠性很高的新型吸附式制冷装置正在研制中。总之，研制空间应用的先进制冷装置，将会愈来愈受到重视。

7.7.4 CAD 技术的应用

计算技术与设计过程的紧密结合，形成了一项崭新的、综合的设计技术——计算机辅助设计（简称 CAD 技术）。80 年代以来，许多领域已广泛建立 CAD 系统，并把设计中采用 CAD 技术看作是设计技术的革命。

在卫星热设计中采用 CAD 技术，远不如在结构、电子等领域来得成熟，只能说是刚刚起步。诸如数据库的建立和应用、完成大量复杂的热分析计算、充分发挥其制图功能和提供各类文件，乃至建立专家系统—评价与决策等方面，都还有待于开发。可以预料，CAD 技术的广泛应用，将是使卫星热控系统的研制工作发生彻底变革的重要途径。

参考文献

[1] 闵桂荣，郭舜．航天器热控制．北京：科学出版社，1985.

[2] 闵桂荣等．卫星热控制技术．北京：宇航出版社，1991.

[3] 何知朱等．新型热控材料器件及应用．北京：宇航出版社，1988.

[4]过九锵．通信卫星的热控制技术．中国空间科学技术，第 10 卷，第 1 期，P45～51，1990.

[5] Peter C. Wise. Spacecraft Thermal Control Technology: Design Challenges Into the 1990's. IAF-85-373.

[6] Mitsunobu Watanabe. Thermal Design Concept for Large Capacity Communication Satellites. IAF-85-374.

[7] Kelly W. H. Program Overview and In-Orbit Performance Evaluation of the INTELSAT-Ⅴ Spacecraft Thermal Control Subsystem. AIAA-88-2690.

[8] Gebhart. B. Heat Transfer. 1961.

第8章　姿态和轨道控制系统

8.1　卫星姿态和轨道控制的任务

8.1.1　轨道控制的任务

对卫星的质心施以外力，以改变其质心运动轨迹的技术称为轨道控制。

轨道控制的任务基本上可分为四种：

・变轨控制：是使卫星从一个自由飞行段轨道转移到另一个自由飞行段轨道的控制，例如地球静止卫星发射过程中由大椭圆轨道的远地点附近进行的进入准同步轨道的变轨机动。

・轨道保持：是使航天器克服空间各种摄动的影响，而保持卫星轨道的某些参数不变的控制，例如同步定点卫星为精确地保持定点位置而定期的进行的轨道修正；太阳同步轨道和回归轨道卫星为保持其倾角和周期所加的控制，一些低轨道卫星为克服大气阻力，延长卫星在轨寿命所进行的控制。

・返回控制：使卫星脱离原来的轨道，进入大气层的控制。

・轨道交会：使一个卫星与另一个卫星在同一时间，以相同的速度到达空间同一位置的过程。

8.1.2　姿态控制的任务

对卫星绕其质心施加外力矩，以保持或按要求改变卫星在空间定向的技术。不同卫星对姿态控制有不同的要求，通信广播卫星其天线方向图要覆盖地面上的给定区域；卫星作机动变轨时其变轨发动机要对准所需推力方向；返回式卫星从空间返回大气层时其制动防热面须对准迎面气流方向等，一般来说轨道控制与姿态控制密切相关，为实现轨道控制，卫星姿态必须符合要求，也就是说，当需要对卫星进行轨道控制时，同时也需要进行姿态控制。

卫星姿态控制包括姿态稳定和姿态机动两个方面，前者是保持已有姿态的过程，后者是把卫星从一种姿态转变为另一种姿态的再定向过程。

卫星姿态稳定方式大致可分为两大类：

・自旋稳定：卫星绕其一轴（自旋轴）旋转，依靠旋转动量矩来保持自旋轴在惯性空间的指向，称为自旋稳定，双自旋卫星是由自旋体和消旋体两部分组成，自旋体绕自旋轴旋转而获得自旋轴定向，放有有效载荷的消旋体在自旋轴定向的基础上又受轴承轴上的消旋电机控制而获得三轴稳定。

・三轴稳定：依靠主动姿态控制或空间环境力矩的作用来保持卫星的三个正交轴线在惯性空间中定向。

8.2 卫星姿态和轨道控制的分类与控制系统的组成

8.2.1 卫星姿态和轨道控制的分类

按卫星控制力的来源可分为两类：

· 被动控制：其控制力由空间环境或卫星动力学特性提供，不需要消耗星上能源，如利用气动力、太阳辐射压力或重力梯度可实现卫星的姿态和轨道的被动控制。

· 主动控制：姿态和轨道的测量与确定，按照给定的控制规律产生或发出控制指令，执行指令产生对卫星的控制力（力矩），由星载或地面设备组或的闭路系统来实现。

8.2.2 卫星控制系统的组成

主动姿态和轨道控制系统有两种组成方式：

· 星上自主控制：不靠地面干预，完全由星载仪器实现的控制，多用于三轴稳定卫星的姿态控制。

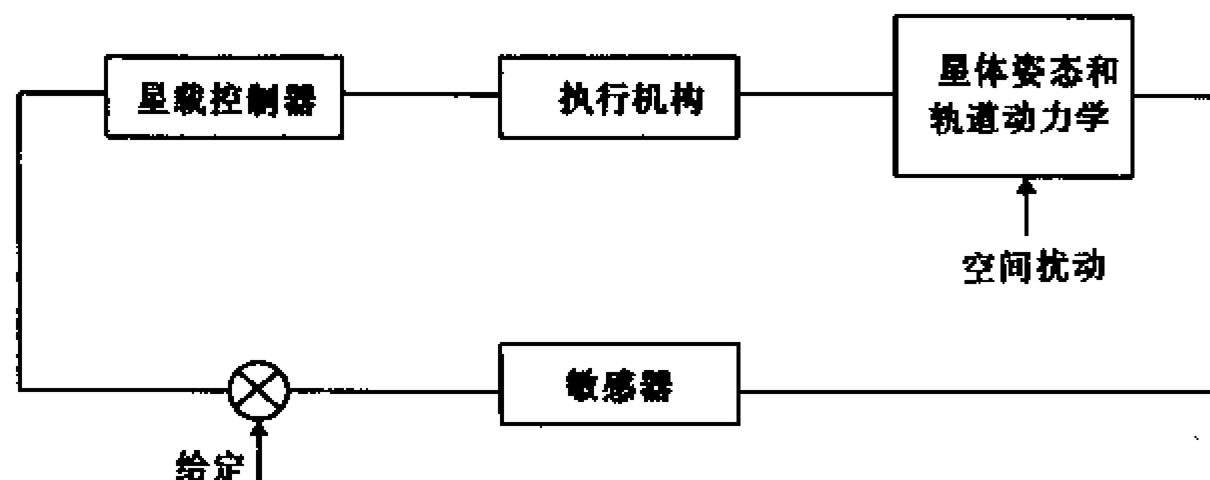


图 8-1 星上自主控制方框图

· 星—地大回路控制：由星载仪器和地面测控设备联合实现的控制，多用于轨道控制和自旋、双自旋卫星的姿态控制。

8.2.3 姿态和轨道控制用部件

1. 敏感器

分为姿态敏感器和轨道敏感器两种，轨道敏感器通常称为导航设备，有些敏感器可两者兼用，由于轨道测量比较复杂，非一个敏感器能完成任务，而需几种仪器组成轨道测量系统，限于篇幅，这里就不介绍，下面只介绍几种典型的姿态敏感器。

· 太阳敏感器：通常有两种型式，一种是用于自旋卫星和双自旋卫星的姿态测量的 V 型狭缝式太阳敏感器；另一种是用于三轴稳定卫星姿态测量的数字式太阳敏感器，前者利用自旋卫星的旋转，使太阳光每转一圈先后穿越敏感器两条狭缝的视场，使敏感器的光电器件产生两个电脉冲（图 8-3），这两个电脉冲出现的时刻，就包含了卫星姿态的信息。后者是由狭缝及码盘组成(图 8-4)，直接测量太阳方向单位矢量$\bar{S}$在垂直于狭缝平面上投影与光轴的夹角。

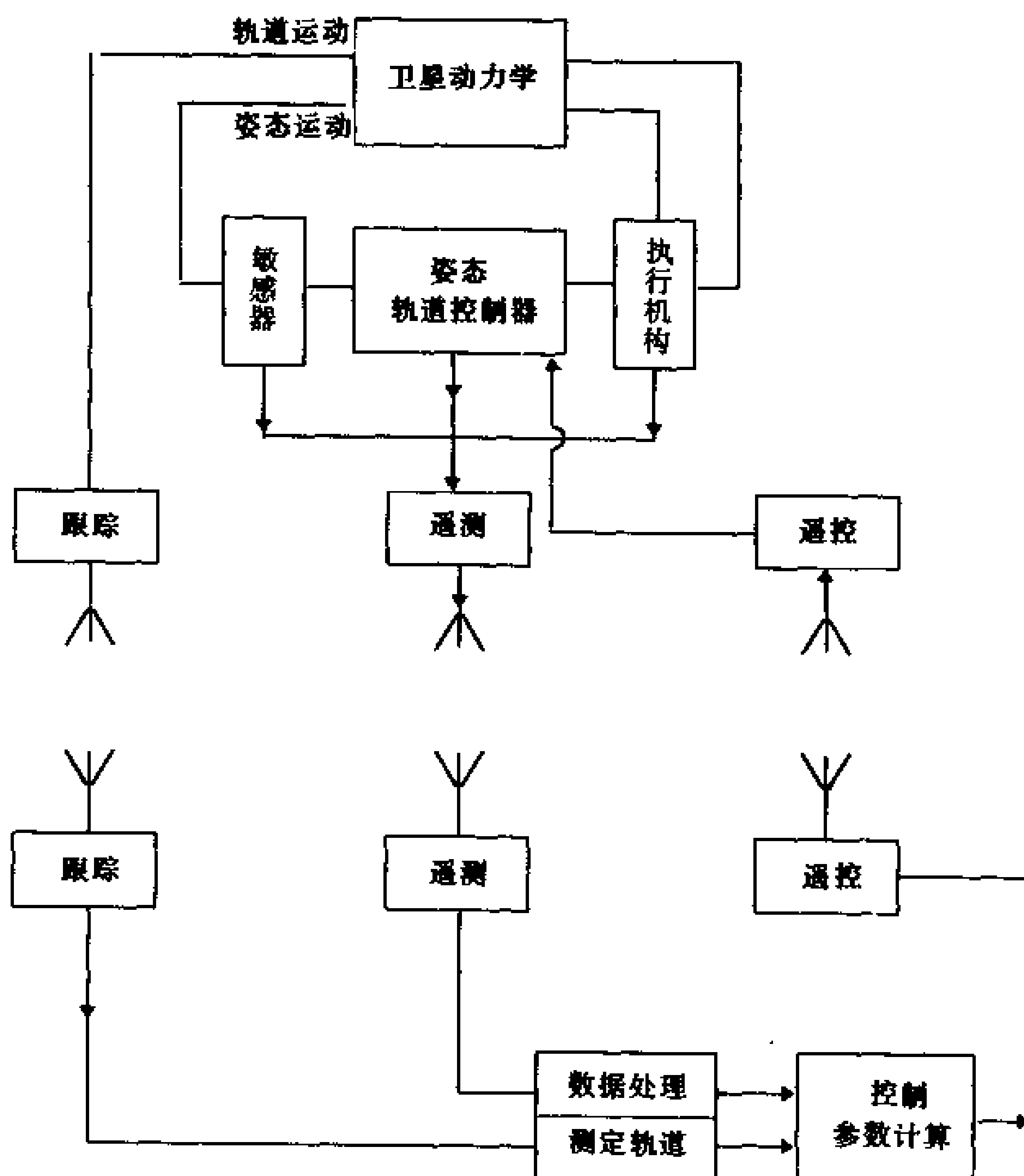


图 8-2　星—地大回路控制原理图

・红外地平仪：目前采用的多为两种形式，一种是自旋扫描式地平仪（图 8-5），扫描机构就是自旋卫星，通过卫星自旋，红外地平仪的探头测出穿过地球的弦宽，依据测出的弦宽长短，再结合卫星轨道高度，便可以计算出天底角（自旋轴矢量与卫星地心连线之间的夹角），多为自旋卫星采用。另一种是摆动式边界跟踪地平仪（图 8-6），多为三轴稳定卫星采用，敏感器包括由四个热敏电阻组成复合视场的红外探测器，采用挠性枢轴支承由无刷电机驱动以 5 Hz 的扫描频率扫描的扫描反射镜等部件组成，在精指向期间扫描幅度为±5°，在捕获期间扫描幅度为±11°，精度可达到 0.03°。

・星敏感器：它是通过对恒星辐射的敏感来测量卫星中某一个基准轴与已知恒星的视线之间的夹角，由于恒星远离地球和卫星，故恒星张角非常小（0.04～0.005″），因此星敏感器测量精度高，比一般太阳敏感器的精度高一个数量级，但是星敏感器结构复杂、质量大，因为要对恒星进行识别，在测量数据处理中，还要将测得的恒星方位和星光强度同星表中的数据进行比较，这样大量的数据处理需应用计算机来完成，因此价格昂贵。星敏感

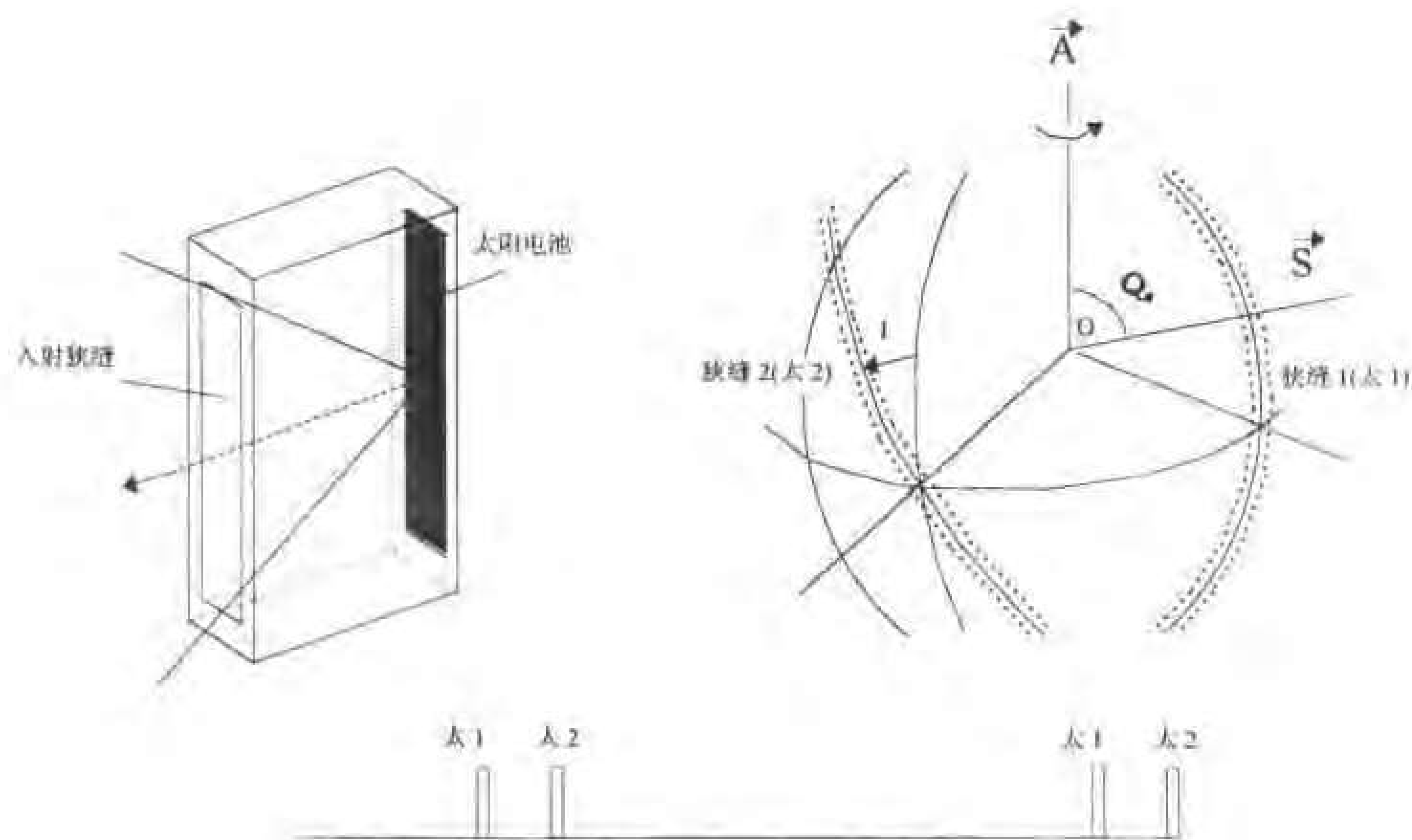


图 8-3　V 型缝式太阳敏感器

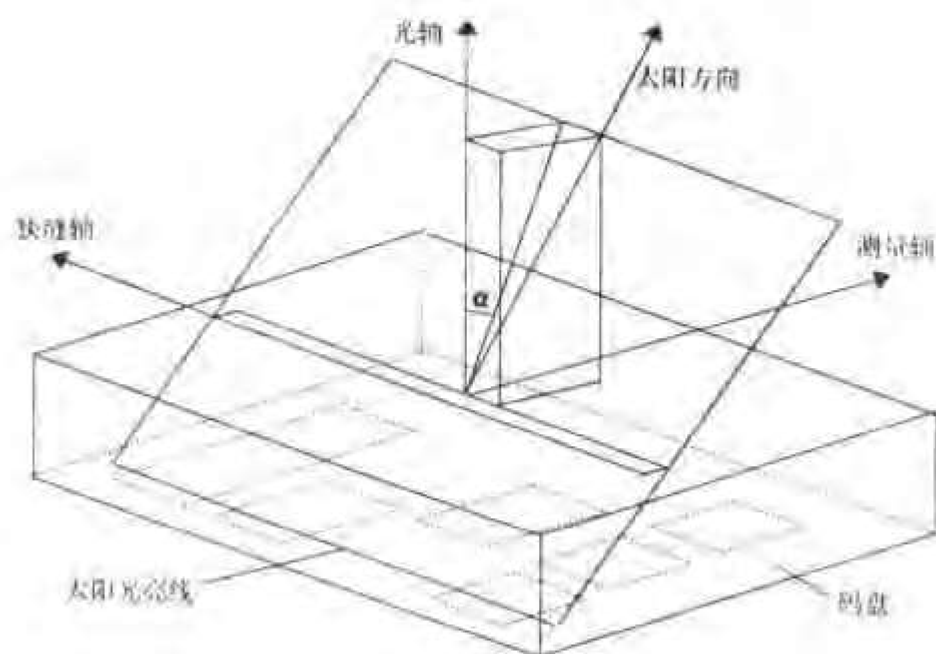


图 8-4　数字式太阳敏感器

器包括星图仪和星跟踪器两种，前者没有运动部件，结构比较简单，但依赖卫星自旋提供扫描，因此在应用上受到限制，星跟踪器中的 CCD 星跟踪器是最有发展前途和最新的一种星敏感器，它能够同时跟踪多颗星。

・惯性姿态敏感器

通常由三个正交的单自由度陀螺和相应地陀螺电路组成，陀螺种类很多，但在卫星上常用的是由三个单自由度液浮速率积分陀螺构成的陀螺组件。它可提供卫星滚动、俯仰和偏航三个通道的姿态测量。

其工作原理为当有角速度输入时产生的陀螺力矩致使浮子角偏移，被角度传感器测出，并变换成一定频率的载波信号，经交流放大、相敏解调、滤波校正和功放，最后给力矩器

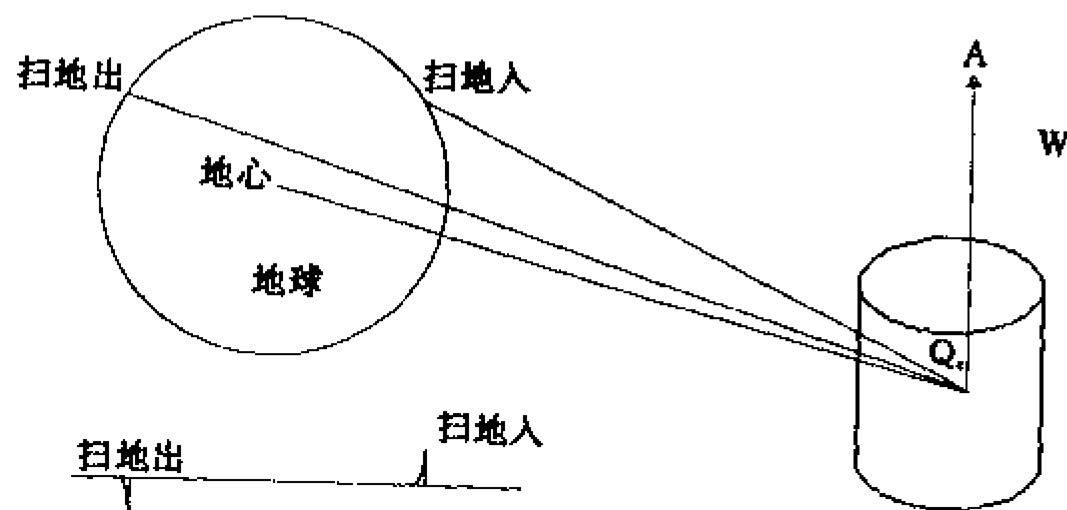


图 8-5 自旋扫描地平仪

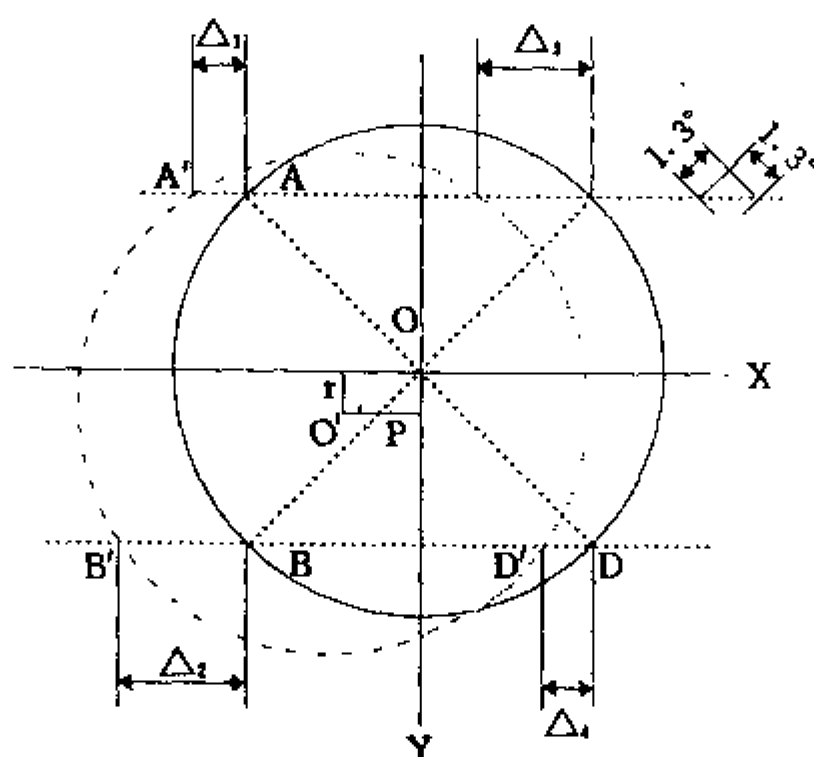


图 8-6 摆动式边界跟踪地平仪

施加电流，使其产生一电磁力矩与陀螺力矩平衡。

· 射频敏感器

它是从雷达定向法发展而来的，为避免一般雷达序列回波脉冲随机变化等因素造成信号起伏引起误差的缺点，而采取单脉冲定向，称为单脉冲雷达。从提取目标角信息方式看，单脉冲定向法又可分为振幅定向法和相位定向法，与之相应地射频敏感器就可分为比幅单脉冲射频敏感器和比相单脉冲射频敏感器（又称干涉仪）。下面简述比幅式单脉冲射频敏感器工作原理，图 8-8 给出了两个相互叠交的天线方向图，两个波束中心线分别对等强信号方向偏离的角度为$\pm\theta$。当等强信号方向与信标方向重合时，两方向图收到的回波信号振幅相等，其差值等于零，当信标方向偏离等强信号θ角时，则由两个方向图收到的信号幅度不等，其差值则表示目标对等强信号方向的偏移量，而振幅差值的符号则表示等强信号相对目标的偏离方向，一般常用的是和差式比幅单脉冲射频敏感器，即差信号的振幅确定角误差的大小，而和信号与差信号的相位差则确定角误差的符号，即目标相对于等强信号的偏移方向。其信号表达式如下：

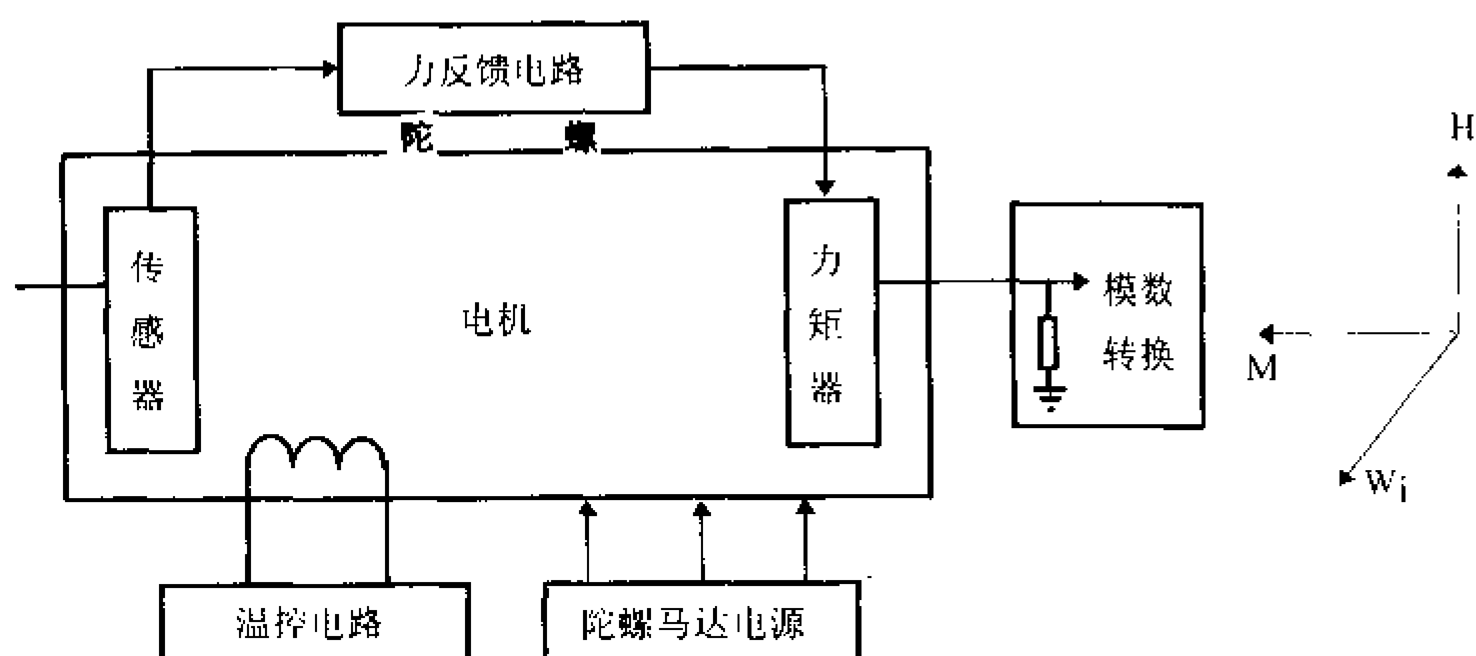


图 8-7　单通道速率积分陀螺组成示意图

$$A_{\Sigma}(t,\theta) = e^{i(\omega t+\varphi_1)} \tag{8-1}$$

$$A_{-}(t,\theta) = \frac{K_2}{K_1} b\,\theta\, e^{i(\omega t+\varphi_2)} \tag{8-2}$$

式中 K_1，K_2 是“和”“差”支路的电压增益，b 是天线方向图在工作部分的斜率，φ_1，φ_2 分别代表信号通过“和”“差”支路时的相移。

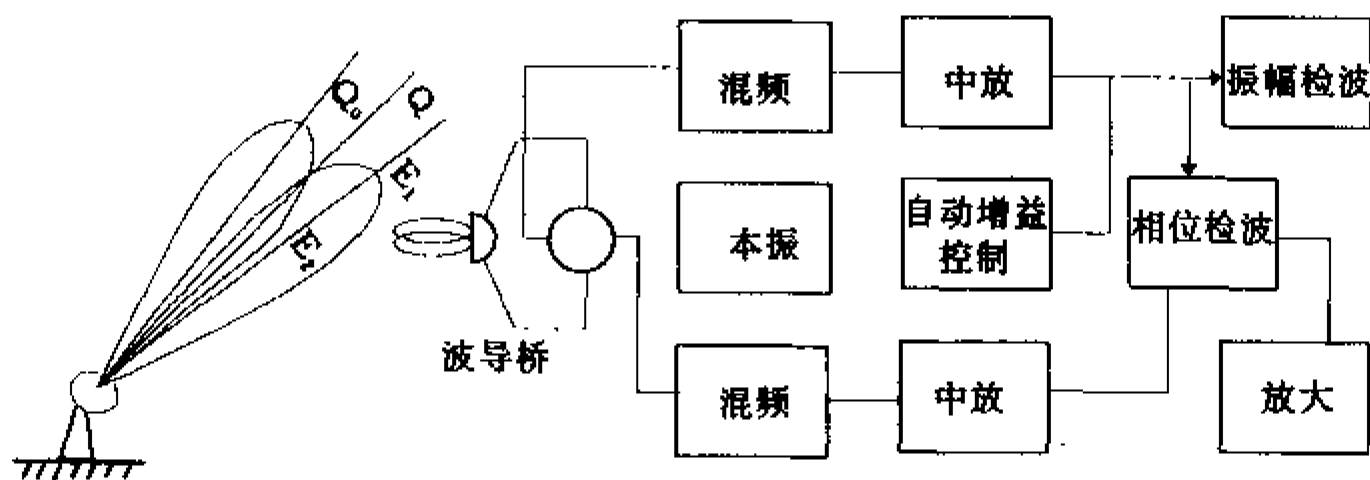


图 8-8　和差式比幅单脉冲射频敏感器

射频敏感器已被越来越多地通信广播卫星所采用，因为通信卫星的地面发射站可作为射频敏感器天线信标源，另一方面射频敏感器是实现通信天线指向控制的敏感部件，因此二者在结构上作成一体，形成闭路控制，因而减小了在天线开路控制中由于天线热变形和挠性等造成的指向误差。

2. 控制器

早期的控制器是由电子线路实现的，多采用分立元件，后来逐步向组件化和数字化方向发展从而实现数字控制，近些年来随着计算机技术的发展，星载控制器开始采用计算机，但由于实时性、精度和寿命等原因，往往采用模拟和数字混合控制器。

当控制器用星载计算机时，其主要技术要求有三种：①质量轻、体积小、功耗低；②

适应空间环境，耐辐照；③高可靠性和容错功能。

3. 执行机构

按产生力矩的方式可分为三类：第一类是利用质量排出产生反作用推力，这种产生推力的装置称为推力器，根据产生推力的能源，又可分为冷气推力器、化学推力器、电推进器和光子推进器，第二类是利用“角动量守恒”原理制造某种形式的飞轮安装在星体上，控制飞轮角动量的变化，达到稳定卫星姿态的目的，第三类是利用空间环境场（磁场、引力场等）与卫星相互利用产生力矩。这三类执行机构，其中第一类比较复杂，往往在卫星上占据很重要的地位，一般称推进系统，有常用于中低轨道寿命较短的卫星上的冷气推进系统，有常用于高轨道长寿命卫星上的单组元肼推进系统或双组元（甲基肼和四氧化二氮）的统一推进系统。如我国的实用通信卫星 STW-2 的推进系统（图 8-9）。

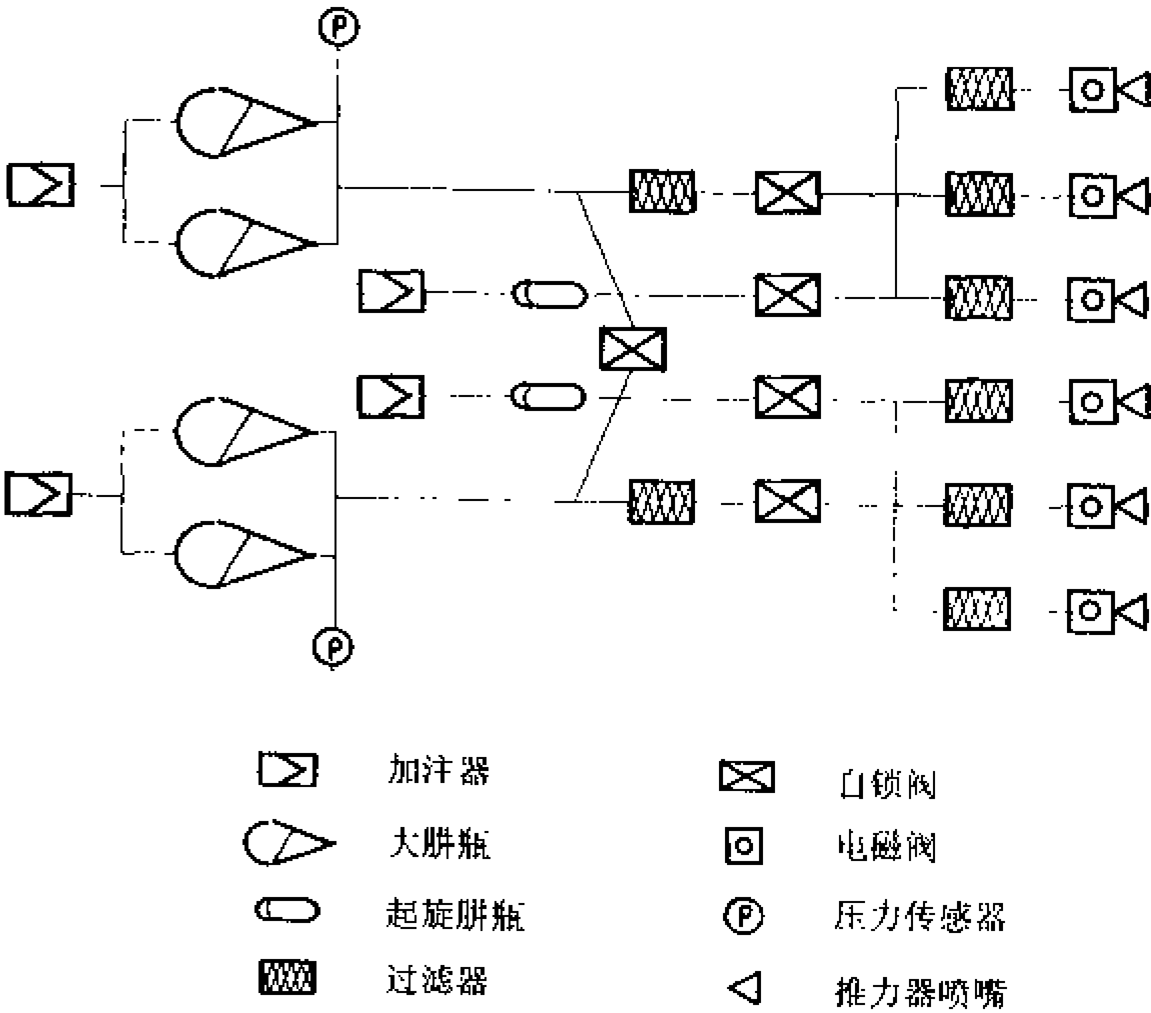


图 8-9 STW-2 推进系统

8.3 卫星姿态运动学和动力学

8.3.1 参考坐标系与运动学方程

1. 参考坐标系

· 赤道惯性坐标系（$OXYZ$）：原点在地心，OX 指向春分点方向，OZ 轴为地球的自旋

轴。

· 星体坐标系（$OX_bY_bZ_b$）：原点在卫星质心上，三个坐标轴与星体主惯量轴一致。

· 轨道坐标系（$OX_0Y_0Z_0$）：原点在卫星质心上，OX_0 沿轨道平面与当地水平面的交线，指向前进方向，OZ_0 沿当地垂线指向地心，这个坐标系在空间以角速度 ω_0 绕 OY_0 轴旋转，ω_0 称为轨道角速度。

· 质心平动坐标系（$OXYZ$）：原点在卫星质心，OX、OY、OZ 轴分别与某一惯性坐标系的坐标轴保持平行。

2. 姿态参数的描述

自旋稳定卫星与三轴稳定卫星在姿态参数的描述上是不同的，前者是定义自旋轴在空间中的方向，自旋轴的方向是定义在赤道惯性坐标系中（原点移到卫星质心上），用赤经、赤纬表示：

$$A=\begin{bmatrix}A_x\\A_y\\A_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\delta\cos\alpha\\\cos\delta\sin\alpha\\\sin\delta\end{bmatrix}\tag{8-3}$$

式中 α 为赤经，δ 为赤纬，A 为自旋轴姿态的方向余弦阵。后者是依赖于三个星体正交坐标轴 X_b，Y_b，Z_b 在参考坐标系 x_r，y_r，z_r 中的方向来表示其姿态。常用以下姿态参数来表示。

· 方向余弦阵（即姿态矩阵）

$$A=\begin{bmatrix}A_{xx}&A_{xy}&A_{xz}\\A_{yx}&A_{yy}&A_{yz}\\A_{zx}&A_{zy}&A_{zz}\end{bmatrix}\tag{8-4}$$

式中 A 是正交阵，它的九个参数中只有三个是独立的，因为它有六个约束方程。

· 四元数

定义四元数为：

$$q_1=\frac{1}{4q_4}(A_{yz}-A_{zy})$$

$$q_2=\frac{1}{4q_4}(A_{zy}-A_{xz})$$

$$q_3=\frac{1}{4q_4}(A_{xy}-A_{yx})$$

$$q_4=\frac{1}{2}\sqrt{1+A_{xx}+A_{yy}+A_{zz}}$$

$$q=\begin{bmatrix}q_1\\q_2\\q_3\\q_4\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\vec{q}\\q_4\end{bmatrix}\tag{8-5}$$

式中 q_1，q_2，q_3 为矢量部分，q_4 为标量部分。因此四元数表示的姿态矩阵为：

$$A=\begin{bmatrix}q_1^2-q_2^2-q_3^2+q_4^2, & 2(q_1q_2+q_3q_4), & 2(q_1q_3-q_2q_4)\\2(q_1q_2-q_3q_4), & -q_1^2+q_2^2-q_3^2+q_4^2, & 2(q_2q_3+q_1q_4)\\2(q_1q_3+q_2q_4), & 2(q_2q_3-q_1q_4), & -q_1^2-q_2^2+q_3^2+q_4^2\end{bmatrix}\tag{8-6}$$

其约束条件为：

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$$

故知四元数中只有三个是独立的。

·欧拉角（姿态角）

将参考坐标系三次转动就可得到星体坐标系，每次的旋转轴是被转动的参考坐标系的某一坐标轴，每次的转角称为欧拉角，根据绕轴的顺序可有 12 种组合方式。

如按 ZXY 转动顺序（图 8-10），各次转角为 ψ，Φ，θ。

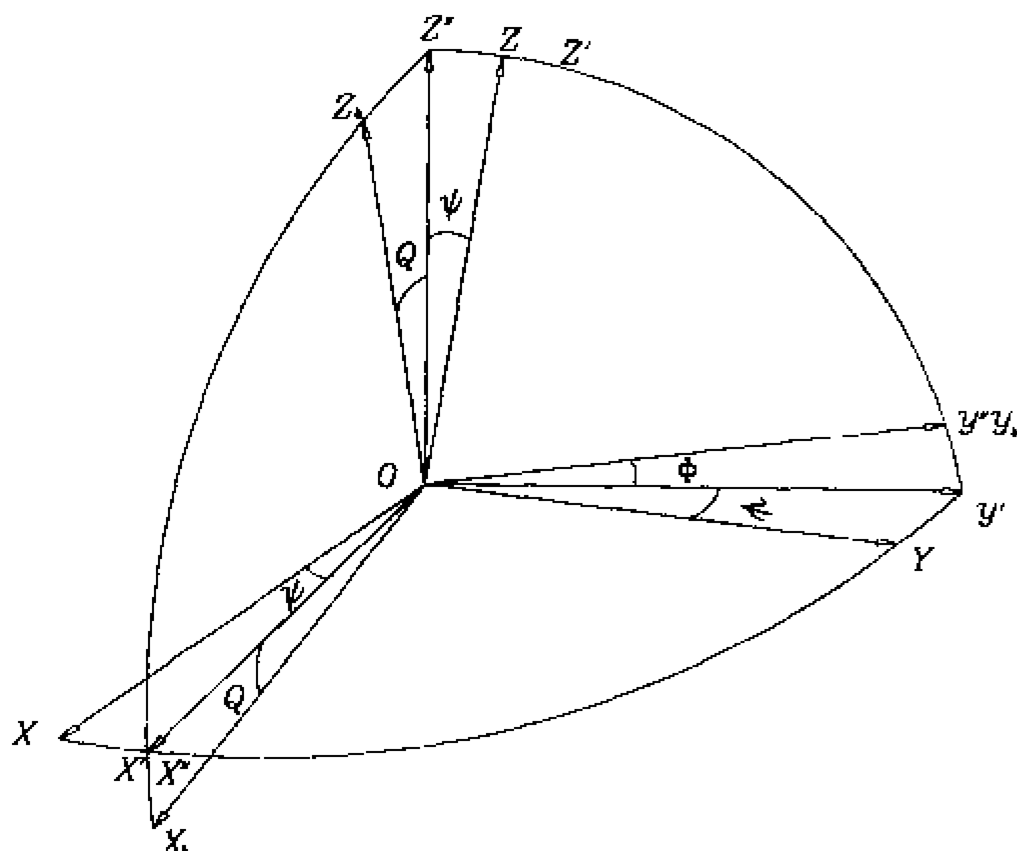


图 8-10　按 ZXY 转动顺序的欧拉角变换

求得姿态矩阵

$$A = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi - \sin\phi\sin\theta\sin\psi, & \cos\theta\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi, & -\cos\phi\sin\theta \\ -\cos\phi\sin\psi, & \cos\phi\cos\psi, & \sin\phi \\ \sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi, & \sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\theta\cos\psi, & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (8\text{-}7)$$

如 ψ，ϕ，θ 都是小角度，上述姿态矩阵可近似表示为：

$$A \simeq \begin{bmatrix} 1, & \psi, & -\theta \\ -\psi, & 1, & \phi \\ 0, & -\phi, & 1 \end{bmatrix} \quad (8\text{-}8)$$

如原参考坐标系为轨道坐标系，则此姿态矩阵直接表示出卫星的偏航角 ψ，滚动角 ϕ，俯仰角 θ，因此通常称这种转动顺序为偏航、滚动、俯仰顺序。

3. 运动学方程

可利用上述姿态阵求导，得出卫星转动速率在星体坐标系上的分量

·用欧拉角表示（ZXZ 转换）

$$\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dot{\psi}\sin\theta\sin\phi+\dot{\theta}\cos\phi\\ \dot{\psi}\sin\theta\cos\phi-\dot{\theta}\sin\phi\\ \dot{\psi}\cos\theta+\dot{\phi}\end{bmatrix} \tag{8-9}$$

其逆变换求出姿态角速率

$$\begin{aligned}
&\dot{\psi}=(\omega_x\sin\phi+\omega_y\cos\phi)\frac{1}{\sin\theta}\\
&\dot{\theta}=\omega_x\cos\phi-\omega_y\sin\phi\\
&\dot{\phi}=\omega_z-(\omega_x\sin\phi\cos\theta+\omega_y\cos\phi\cos\theta)\frac{1}{\sin\theta}
\end{aligned} \tag{8-10}$$

· 用四元数表示

$$\dot{Q}=\begin{bmatrix}\dot{q}_1\\ \dot{q}_2\\ \dot{q}_3\\ \dot{q}_4\end{bmatrix}=\frac{1}{2}\begin{bmatrix}q_4 & -q_3 & q_2\\ q_3 & q_4 & -q_1\\ -q_2 & q_1 & q_4\\ -q_1 & -q_2 & -q_3\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix} \tag{8-11}$$

· 用方向余弦阵表示

$$\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}A_{xz}\dot{A}_{xy}+A_{yz}\dot{A}_{yy}+A_{zz}\dot{A}_{zy}\\ A_{yx}\dot{A}_{yz}+A_{zx}\dot{A}_{zz}+A_{xx}\dot{A}_{xz}\\ A_{xy}\dot{A}_{xx}+A_{zy}\dot{A}_{zx}+A_{yy}\dot{A}_{yx}\end{bmatrix} \tag{8-12}$$

8.3.2 动力学方程

1. 刚体动力学方程

设 ω_x，ω_y，ω_z 为星体相对于惯性空间的角速度 $\vec{\omega}$ 在星体坐标系 $OX_bY_bZ_b$ 中的分量，则欧拉刚体动力学方程为

$$\begin{aligned}
&I_x\dot{\omega}_x+(I_z-I_y)\omega_y\omega_z=T_x\\
&I_y\dot{\omega}_y+(I_x-I_z)\omega_z\omega_x=T_y\\
&I_z\dot{\omega}_z+(I_y-I_x)\omega_x\omega_y=T_z
\end{aligned} \tag{8-13}$$

其中 I_x，I_y，I_z 为主惯量矩，T_x，T_y，T_z 为外力矩在 $OX_bY_bZ_b$ 上的分量。

2. 带有挠性附件和贮箱液体燃料晃动的动力学方程

· 刚体

$$I_y\ddot{\theta}+B\ddot{q}+E_1\alpha_1+E_2\alpha_2+G_1\dot{\alpha}_1+G_2\dot{\alpha}_2=M_{Cy}+M_{Dy}$$

· 液体晃动

$$\begin{aligned}
&A_1\ddot{\alpha}_1+B_1\dot{\alpha}_1+C_1\alpha_1+F_1\alpha_2+K_1\ddot{\theta}=0\\
&A_2\ddot{\alpha}_2+B_2\dot{\alpha}_2+C_2\alpha_2+F_2\alpha_1+K_2\ddot{\theta}=0
\end{aligned} \tag{8-14}$$

· 挠性附件

$$A_s\ddot{q}+D\dot{q}+Eq+B\ddot{\theta}=0$$

式中：I_y 为等效刚体卫星俯仰轴惯量矩；

M_{Cy}为俯仰轴控制力矩；

M_{Dy}为俯仰轴干扰力矩；

q 太阳帆板广义坐标；

A_n 太阳帆板广义质量；

D 太阳帆板广义阻尼；

E 太阳帆板广义刚度；

B 太阳帆板和刚体卫星耦合系数；

θ 卫星姿态角（俯仰角）；

α_1，α_2 为单摆摆角（液体晃动角）；

液体晃动等效单摆模型见图 8-11。

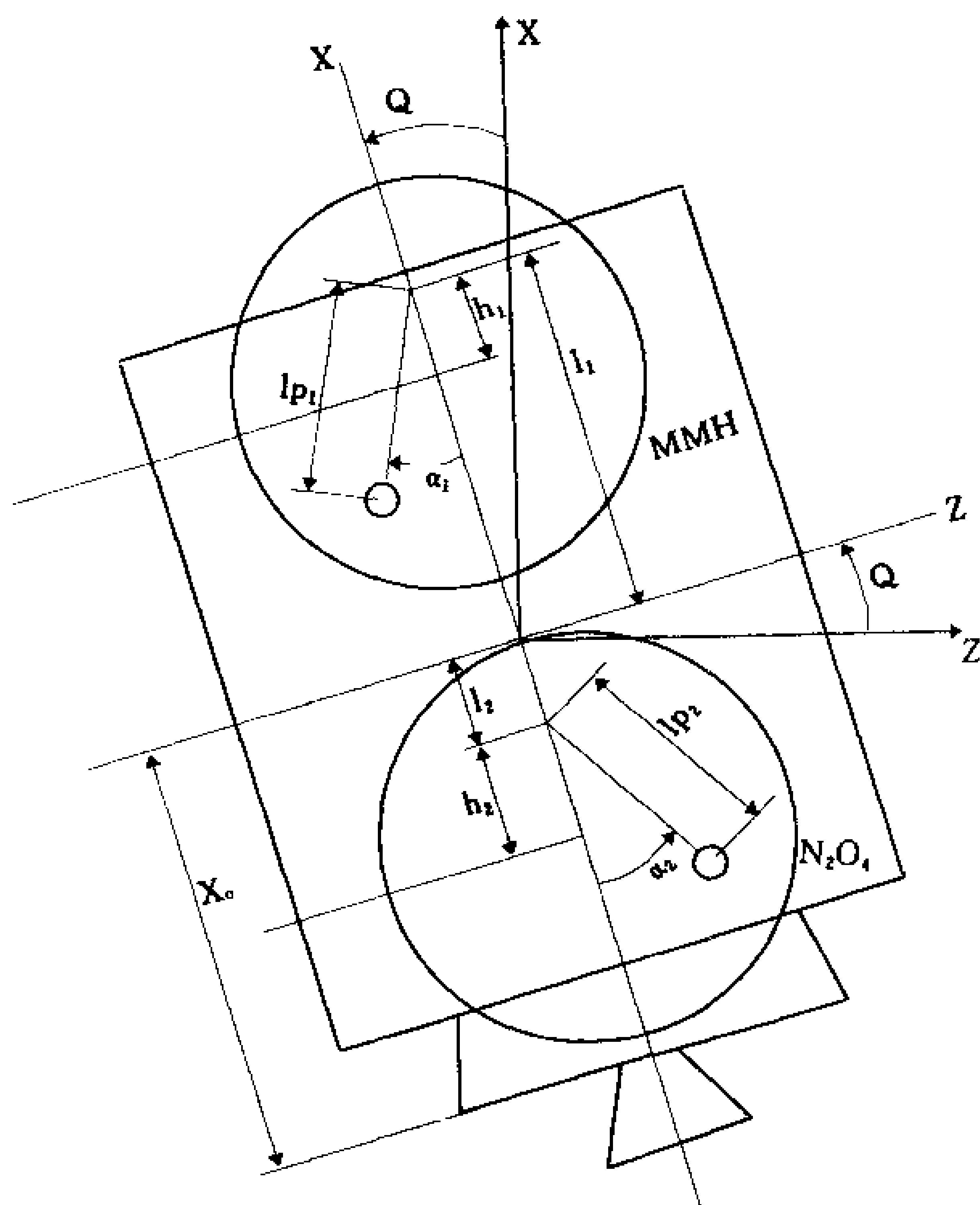


图 8-11　液体晃动等效单摆模型

8.4 姿态确定

8.4.1 自旋卫星自旋轴的姿态确定

一般采用双锥相交法，即利用两个参考天体矢量与自旋轴矢量形成的两个天体锥的锥面相交线来确定自旋轴姿态，但由于存在两条交线，必须剔伪存真。

在自旋卫星姿态确定中最常用的参考天体是太阳和地球。用太阳-地球方式来确定自旋轴姿态，其确定步骤为：

(1) 以卫星质心为球心建立单位天体

(2) 平移赤道惯性坐标架至卫星质心上

(3) 求出太阳矢量、天底矢量的赤经、赤纬及其夹角：α_s，δ_s，α_e，δ_e，θ_{se}

(4) 求出太阳方向矢量与自旋轴矢量的夹角；

$$\theta_s = \operatorname{arc\,cot}[\cot\sigma \sin(\mu_s - \beta)] \tag{8-15}$$

其中

$$\mu_s = \omega(t_1^{s2} - t_1^{s1})$$

$$\omega = \frac{2\pi}{t_2^{s1} - t_1^{s1}}$$

t_1^{s1}，t_1^{s2} 为太阳敏感器两条狭缝在同一圈内见到太阳的时间

t_2^{s1}，t_2^{s2} 为太阳敏感器两条狭缝在下一圈内见到太阳的时间

β 为两条狭缝之间的开角；

μ_s 为太阳连续穿越两个狭缝时间内的卫星转角。

(5) 求出两面角（太阳-自旋轴平面与地心-自旋轴平面之间的夹角）

$$\lambda_{se} = \omega\left[\frac{1}{2}(t_1^{ei} + t_1^{eo}) - t_1^{s1}\right] \tag{8-16}$$

式中，t_1^{ei}，t_1^{eo} 为卫星自旋的某一周内光轴穿入地球和穿出地球的时间。

(6) 求出天底角

$$\theta_e = \tan^{-1}\left[\frac{\cos\theta_s \cos\rho - \cos\gamma \cos\theta_{se}}{\cos\theta_{se}\sin\gamma \cos(\frac{\mu}{2}) - \cos\rho \sin\theta_s \cos\lambda_{se}}\right] \tag{8-17}$$

$$\rho = \sin^{-1}\left(\frac{R_e}{r}\right)$$

式中，R_e 为地球半径，r 为卫星的地心距，γ 为地球敏感器的安装角，μ 为地球敏感器穿越地球的弦宽。

(7) 求出自旋轴矢量的赤经、赤纬 α，δ（参见图 8-12）。

$$\sin\delta = \cos\theta_s \sin\delta_s + \sin\theta_s \cos\delta_s \cos(\sigma_1 + \sigma_2)$$

$$\tan(\alpha_s - \alpha) = \frac{\sin\theta_s \sin(\sigma_1 + \sigma_2) \cos\delta_s}{\cos\theta_s - \sin\delta_s \sin\delta} \tag{8-18}$$

从上面两式就可求出 α，δ 的唯一值。

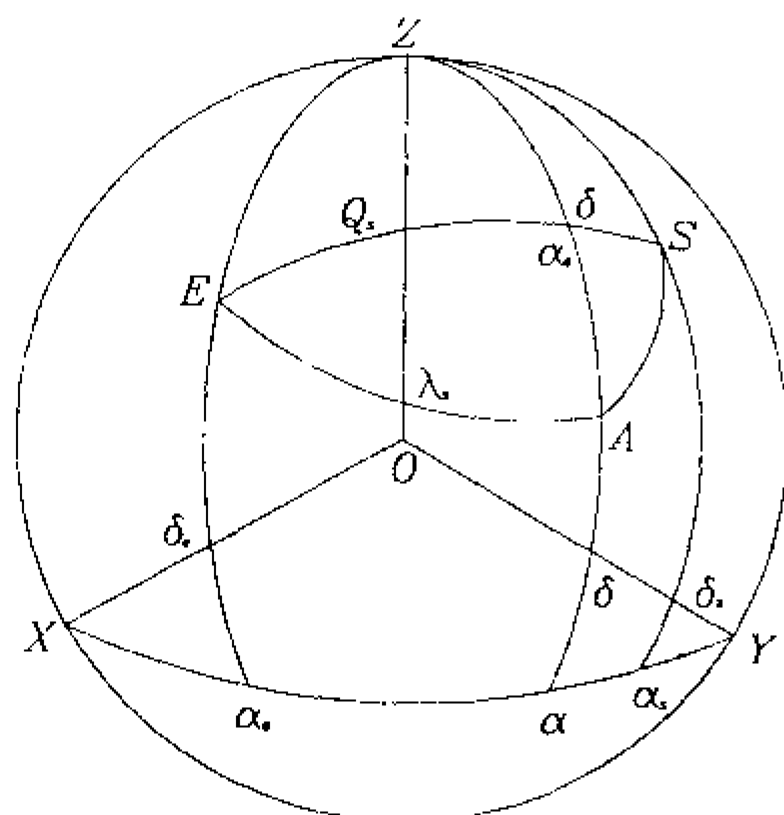


图 8-12 自旋轴姿态确定天球图

8.4.2 三轴稳定卫星的姿态确定

对于三轴稳定卫星姿态确定来说，观测一个参考矢量只能得到两个独立的测量值，而待求的有三个独立的姿态参数，因此必须观测两个参考矢量才能唯一地确定姿态矩阵 A，因此一般用双矢量确定三轴姿态，也称代数法。

设在空间有两个不平行的两个矢量 $\vec{U}$、$\vec{V}$ 即 $\vec{U}\times\vec{V}\neq 0$，并依此两个矢量建立具有单位矢量 $\vec{q}$，$\vec{r}$，$\vec{P}$ 的一个新的正交坐标系：

$$
\begin{aligned}
\vec{q} &= \vec{U} \\
\vec{r} &= \vec{U}\times\vec{V}/|\vec{U}\times\vec{V}| \\
\vec{P} &= \vec{q}\times\vec{r}
\end{aligned} \tag{8-19}
$$

$\vec{U}$，$\vec{V}$ 在星体坐标系测得的矢量为 $\vec{U}_B$，$\vec{V}_B$，而在天体参考坐标系中测得的矢量为 $\vec{U}_R$，$\vec{V}_R$，因此很易得出 $\vec{q}$，$\vec{r}$，$\vec{P}$ 三个正交的单位矢量在星体坐标系和参考坐标系中的方向余弦阵：

$$
\begin{aligned}
M_B &= [\vec{q}_B \vdots \vec{r}_B \vdots \vec{P}_B] \\
M_R &= [\vec{q}_R \vdots \vec{r}_R \vdots \vec{P}_R]
\end{aligned} \tag{8-20}
$$

则姿态阵可用如下的坐标转换求出

$$AM_R = M_B$$

即

$$A = M_B M_R^{-1} = M_B M_R^T \tag{8-21}$$

由于二矢量的不平行性，保证了 M_R 可逆。

8.4.3 姿态确定的状态估计

上述姿态几何确定都有明确的几何意义，没有考虑参考矢量的参数不精确性和姿态敏感器的系统误差（包括安装误差和信号处理误差），因此在几何确定里也不可能建立起包含这些误差的姿态确定模型，为进一步提高姿态确定精度而采用状态估计法来剔除某些不确定因素的影响。一般选用分组最小二乘法估计和递推卡尔曼滤波方法。其具体步骤如下：

先确定三个矢量：选取合适的状态矢量 $\vec{X}$，把一些系统误差也列为状态矢量元素；确

定观测矢量（即敏感器直接测量的物理量）$\vec{Y}$；根据状态矢量元素估计值及测量几何关系求得观测模型矢量 $\vec{Z}$，即观测矢量的预测量。

然后选择状态估计方法，进行状态估计，估计的过程（见图 8-13）是一般先确定状态矢量的先验初值 $\hat{X}_0$，根据观测模型公式求出观测模型矢量 $\hat{Z}_0$，把 $\hat{Z}_0$ 与观测矢量 y_0 进行比较得出残差，根据残差选择一个新的状态估计量 $\hat{X}_1$，再比较观测模型矢量与观测矢量，得出新的残差，不断地重复此过程，最后得到一个最优的状态估计量 $\hat{X}$，使残差为最小。在分组最小二乘估计方法里，是用同一个观测矢量（最一组观测的集合）重复上述过程，递推卡尔曼滤波是用新的观测矢量 y_1 以及新的状态估计量 $\hat{X}_1$ 重复上述过程。

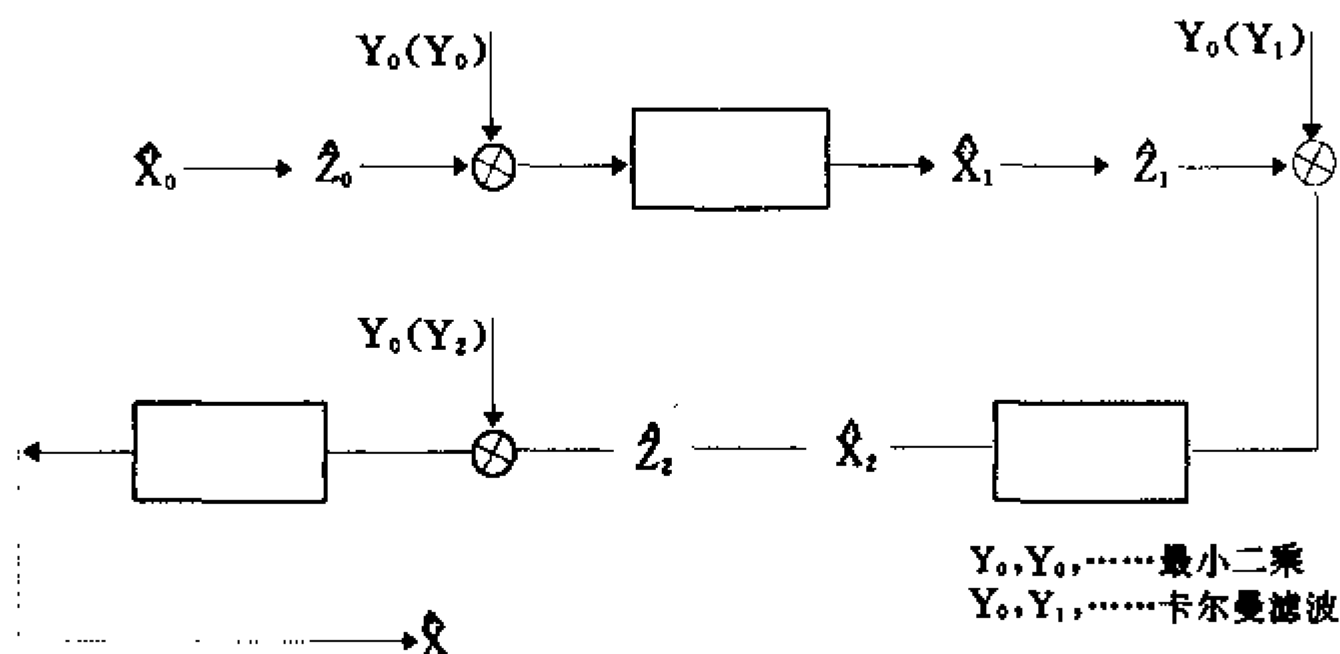


图 8-13　状态估计过程示意图

8.5　姿态控制

8.5.1　自旋卫星的姿态控制

自旋卫星的姿态控制是依靠装在卫星轴向的推力器工作来实现的，推力器按脉冲方式工作，在每个自旋周期中到达一定相位角时，推力器脉冲式喷气一次。喷气一次所产生卫星动量矩矢量进动弧长为

$$\Delta S = \frac{2FL\sin\left(\frac{\omega_z \Delta\tau}{2}\right)}{I_z \omega_z^2} \tag{8-22}$$

式中 F 为推力；L 为力臂；$\Delta\tau$ 为脉冲持续时间；I_z 为绕自旋轴惯量矩；ω_z 为自旋轴角速度。

用沿动量矩方向的单位矢量 A 表示姿态，如忽略章动，它就是自旋轴的单位矢量 e，为使控制规律简单，姿态机动通常采用"等倾角法"控制规律，即每次喷气脉冲的相位卫星体坐标系是固定的，当以太阳矢量为参考基准时（太 1 脉冲为基准），控前姿态 A_i 和目标姿态 A_f，可用太阳为北极的天球图上表示出来（见图 8-14），即用天球的经度和余纬度表示为：

$$A_o = (\psi_o, \frac{\pi}{2} - \theta_o)$$

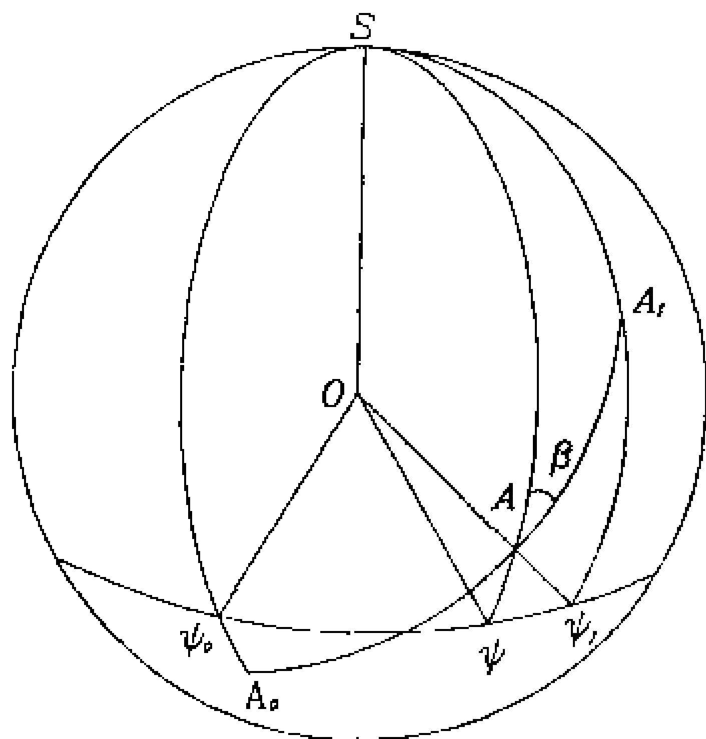


图 8-14　以太阳矢量为极轴等倾角姿态控制天球图

$$A_f = (\psi_f, \frac{\pi}{2} - \theta_f)$$

等倾角 β 是自旋轴沿等倾角线的移动方向与太阳方向之间的夹角，用球面三角的正余弦公式处理得

$$\beta = \mathrm{ctg}^{-1}\left[\frac{\ln(\tan\frac{\theta_o}{2}/\tan\frac{\theta_f}{2}}{|\Delta\psi|}\right] \tag{8-23}$$

其中 $\Delta\psi = \psi_f - \psi_o$

实际控制相位角 β^* 是从太阳方向顺自旋方向到等倾角线的转角

$$\beta^* = \begin{cases} 2\pi - \beta & \text{当 } \Delta\psi \geqslant 0 \\ \beta & \text{当 } \Delta\psi < 0 \end{cases} \tag{8-24}$$

从 A_o 到 A_f 的等倾角轨迹的弧长为

$$S = \left|\frac{\theta_f - \theta_o}{\cos\beta}\right| \tag{8-25}$$

因此，理论上控制的喷气次数为

$$N_d = \left[\left|\frac{S}{\Delta S}\right|\right] \tag{8-26}$$

其中 $[|a|]$ 表示取 a 的整数。

若控前章动角为零，则控后的章动角为

$$\theta_z = \frac{2FL}{I_t\omega_z^2}\sin\left(\frac{\omega_z\Delta\tau}{2}\right)\frac{\sin N\mu\pi}{\sin\mu\pi} \tag{8-27}$$

其中 $\mu = I_t/I_z$，控后的章动角依靠章动阻尼器（$\mu>1$ 时）或主动章动控制（$\mu<1$ 时）来消除。

自旋稳定卫星除了上述的喷气机动之外，还有比较简单的办法，即利用地磁场与安装在星体上的控制线圈切割地磁场所产生的磁力矩，使自旋轴进动，这种办法对控制精度要求不高的小型地球卫星比较合适，星体磁矩和地磁场作用所产生的控制力矩用下式表示

$$T = P \times B \tag{8-28}$$

式中 P 为磁矩向量

$$P = \frac{nIs}{10}$$

B 为地磁场向量，n 为线圈匝数，I 为每圈电流（a），S 为线圈面积（cm^2），应用安装在星体的磁强计检测地磁场强度，当 $B > B_t$ 时，线圈通电产生磁矩，从而达到卫星自旋轴进动。

8.5.2 双自旋卫星的消旋控制

一般双自旋卫星的消旋控制是为卫星的有效载荷提供一个稳定平台并根据自旋轴的姿态控制使定向天线指向地面给定区域。这一控制部件通常称为消旋平台控制系统（见图 8-15）。

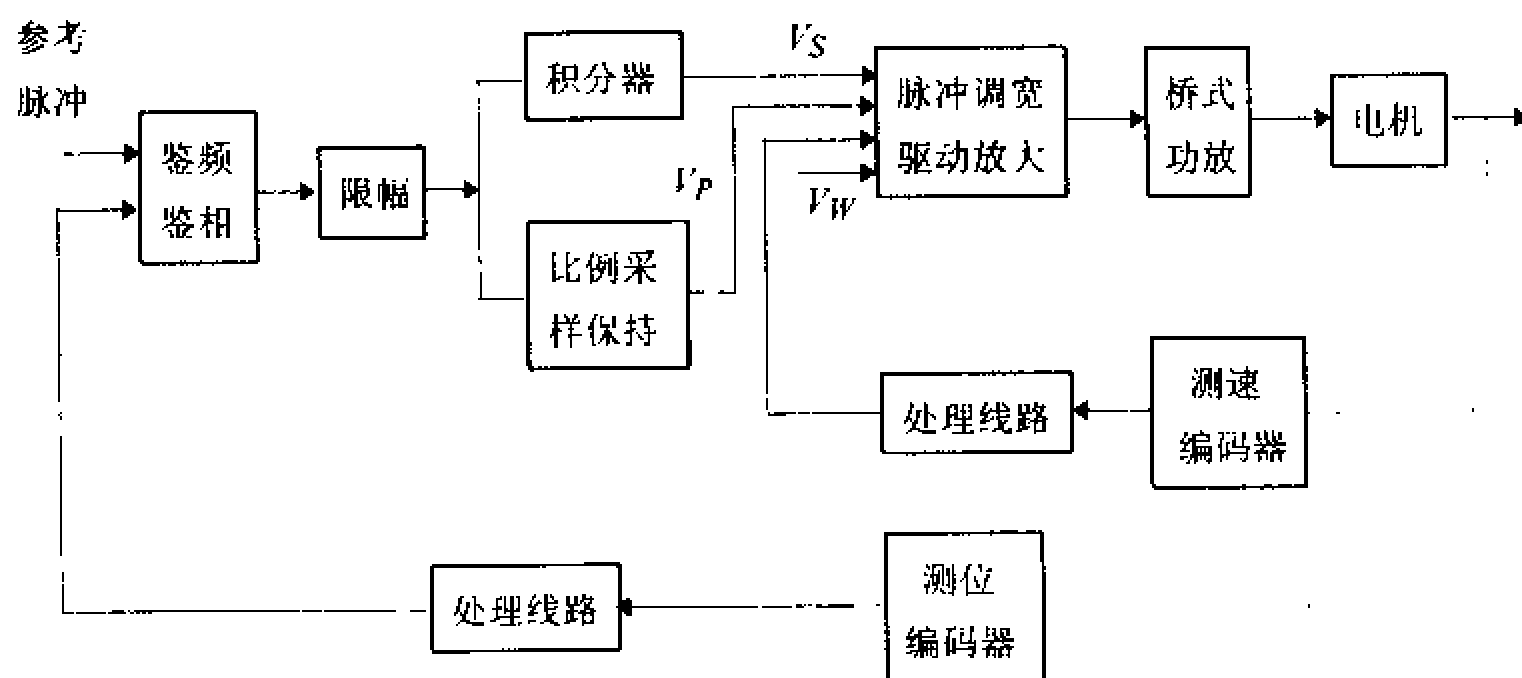


图 8-15 消旋控制系统框图

消旋平台控制系统是采样锁相伺服系统，在工作时由位置磁编码器产生的天线位置脉冲与某一基准（一般为地中脉冲）相位锁定，从而保证天线精确指向，一个速度磁编码器提供测速反馈，保证伺服系统有极好的刚度。

为了消除系统误差和按地面指令改变东西向波束指向而设置了东西向校正线路。

8.5.3 自旋卫星的章动控制

这里所指的章动控制是对纵横惯量比小于 1 的细长体的自旋卫星（双自旋卫星）的章动控制。章动控制的目的是减小卫星的横向角速度 ω_t，以期达到进行姿态控制允许的章动角或姿态稳定度要求的最小章动角。

1. 主动章动控制

星上自主章动控制包括三部分：进行章动测量的加速度计；主动章动控制线路；推力器。原理图见图 8-16。

星载推力器的控制力矩方向相对于星体不变，故应在 ω_t 转到与控制力矩方向相反时使

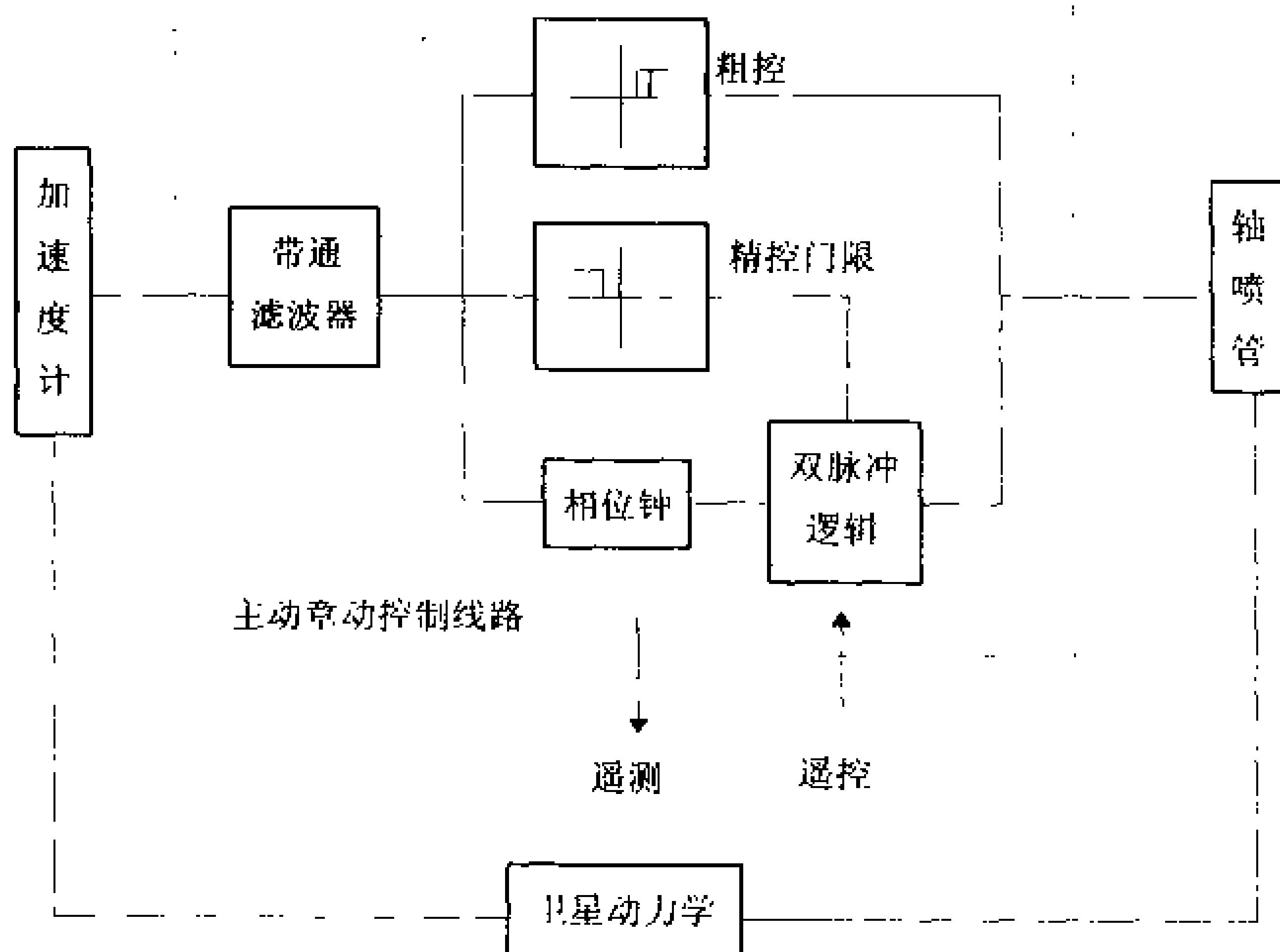


图 8-16　主动章控结构原理图

推力器脉冲式喷气，以减小卫星横向角速度 ω_t。显然，在每一章动周期中一个推力器只工作一次，其工作时间可由敏感加速度计信号的相位来确定。

2. 章动阻尼控制

(1) 被动章动阻尼

在消旋平台上安装章动阻尼器。一般采用涡流摆无源阻尼器，它是一种能耗装置，由于推进剂晃动和结构振动引起的章动发散而被这种阻尼器耗掉一定能量而达到稳定。

(2) 消旋主动章动阻尼

消旋主动章动阻尼的特点是设计消旋平台具有一定的惯性积，导致自旋轴与横向轴之间的控制存在动力学上的耦合作用，敏感章动的线加速度计给出章动信号，经频率变换，转变为平台章动频率的信号，反馈到平台消旋回路中，最后由消旋电机兼作章动控制。

8.5.4　三轴稳定卫星的姿态控制

三轴稳定卫星的姿态控制大致可分为两类：一类是零动量系统，另一类是偏置动量系统。

1. 零动量系统

所谓零动量系统是指不具有陀螺定轴性的卫星三轴稳定系统，此系统中总角动量很小，建立不起陀螺定轴性，或者不带动量装置，此类系统的控制方式也分两种，一种是不带动量装置的全喷气系统（图 8-18），另一种是利用若干个小飞轮作为动量转换装置，但由于这

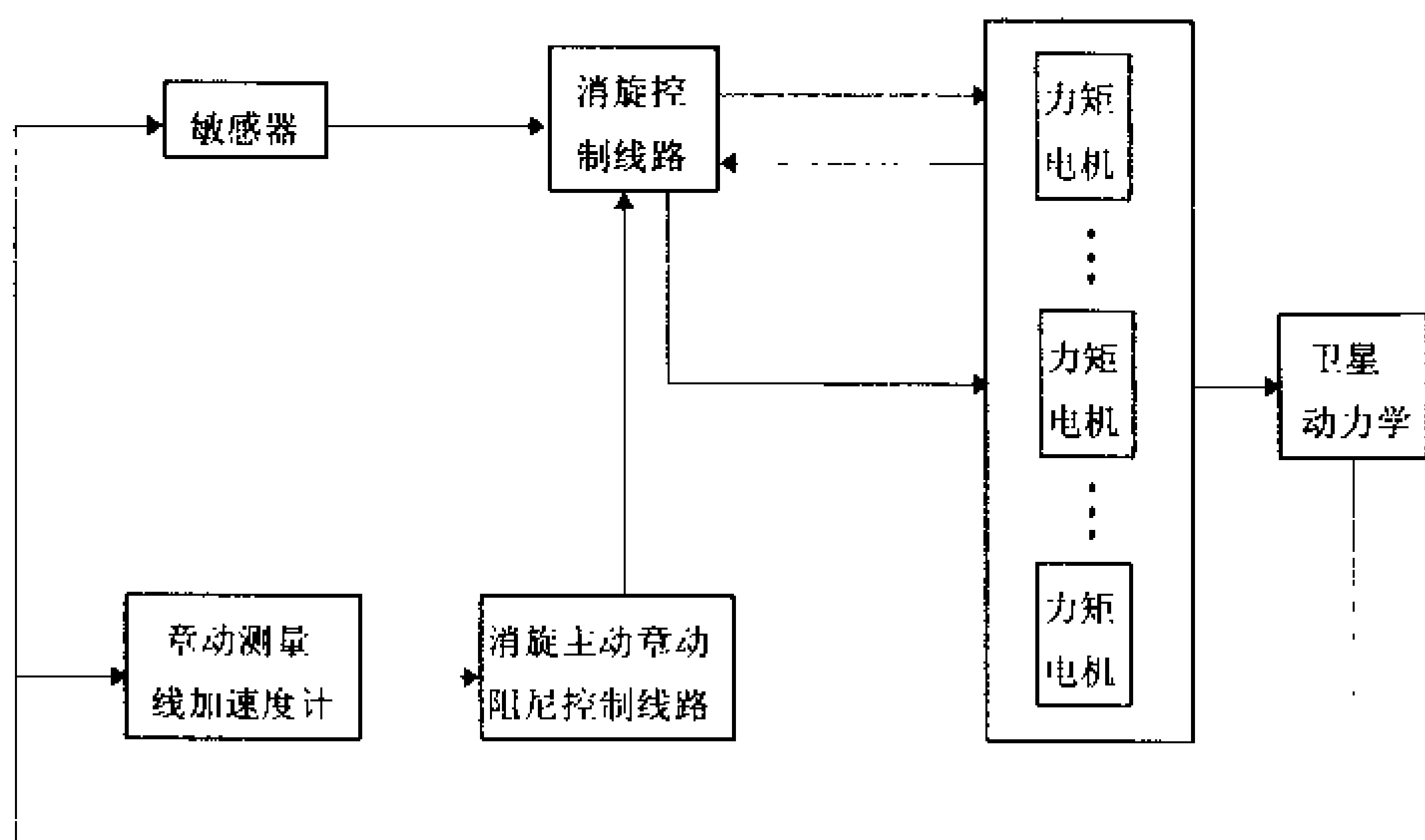


图 8-17　消旋主动章动阻尼原理图

些飞轮不提供偏置角动量，通常被称为反作用飞轮控制系统（图 8-19），这种反作用飞轮控制系统又可分为三正交飞轮系统和四斜装飞轮系统。

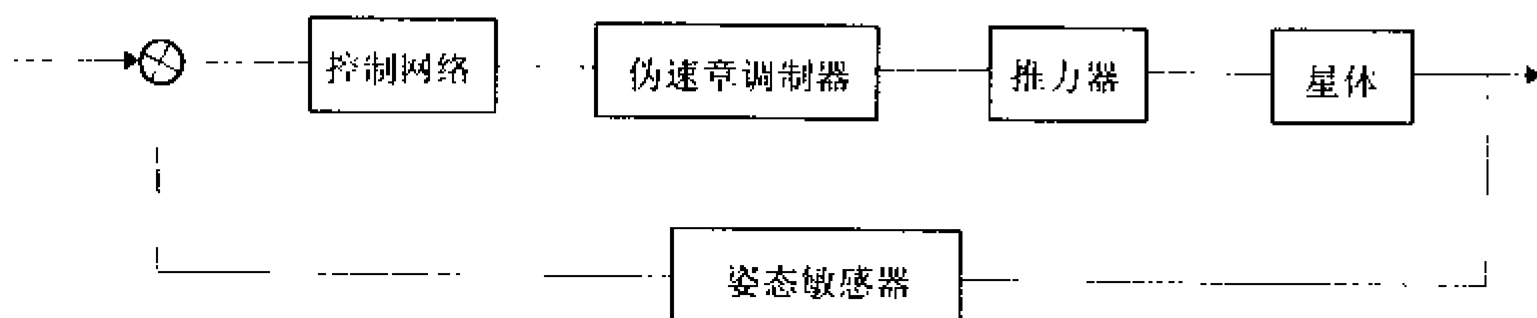


图 8-18　三轴稳定卫星全喷气控制系统

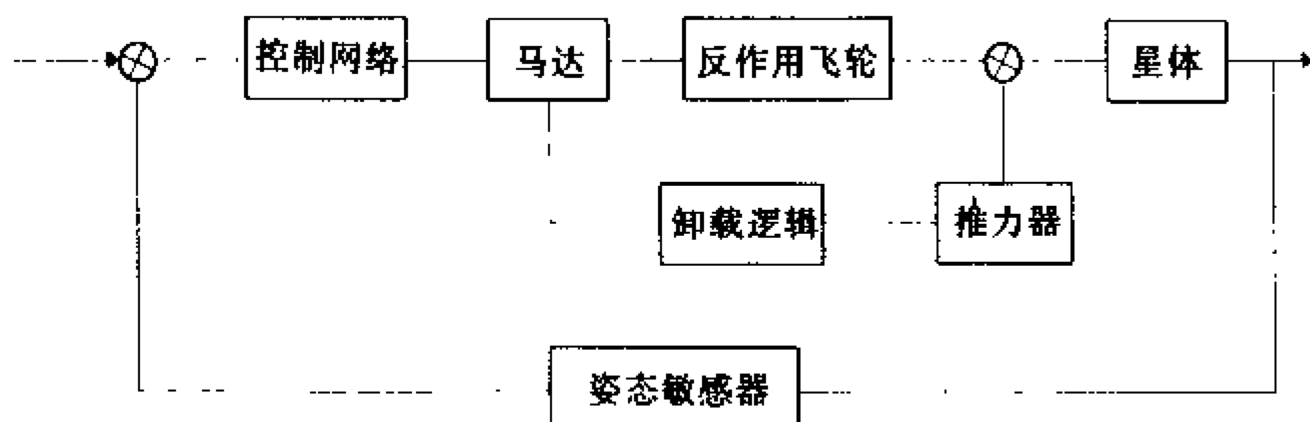


图 8-19　三轴稳定卫星反作用飞轮控制系统

当前很多高精度、长寿命三轴稳定卫星采用零动量反作用飞轮系统。采用零动量反作

用飞轮三轴姿态控制系统主要包括：一组能提供三轴姿态信息（滚动、俯仰、偏航）的姿态敏感器、一组控制器、一组反作用飞轮和相应地去饱和推力器。一般零动量反作用飞轮是在卫星的三个主惯量轴上各装一个反作用飞轮，此时卫星的欧拉动力学方程为：

$$I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I(\dot{\Omega}_x + \Omega_z\omega_y - \Omega_y\omega_z) = T_x$$
$$I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x + I(\dot{\Omega}_y + \dot{\Omega}_x\omega_z - \Omega_z\omega_x) = T_y$$
$$I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + I(\dot{\Omega}_z + \Omega_y\omega_x - \Omega_x\omega_y) = T_z$$

其中

I 为反作用飞轮转动惯量

$\Omega=[\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z]^T$：为反作用飞轮转速。

如忽略轨道角速度的影响（即忽略耦合的影响），且假设卫星的角速度很小，则上式可简化为：

$$I_x\ddot{\phi} + I\dot{\Omega}_x = T_x$$
$$I_y\ddot{\theta} + I\dot{\Omega}_y = T_y$$
$$I_z\ddot{\psi} + I\dot{\Omega}_z = T_z$$

这样就可把整个控制系统看成由滚动、俯仰、偏航三个独立的控制系统所组成，每个独立系统可根据各自轴上的姿态误差，通过各自的控制器来改变反作用飞轮的速度，对卫星的每个轴进行控制。

为实现长寿命在轨运行的可靠性，上述简单的一组三正交零动量反作用飞轮系统是不够的，通常多一组三正交零动量反作用飞轮作为备份，以提高可靠性，这样任一轴上的反作用飞轮出现故障，都可切换到备份飞轮工作，不影响卫星的正常运行，但这势必增加了卫星的重量。

为解决这一矛盾，卫星控制系统的设计，常采用斜装零动量飞轮系统，其中等倾角四斜装零动量飞轮系统，从可靠性、功耗、控制力矩等指标上看是一个比较好的方案选择。

2. 偏置动量系统

所谓偏置动量系统是由双自旋卫星的稳定概念引伸而来的。将旋转体从整星演变缩小成一个旋转飞轮，而将定向不动部分的消旋平台扩大到整个星体，储存在高速旋转飞轮中的角动量，同样使卫星具有陀螺定轴性，从而保持姿态的稳定性，最常用的也是最简单的偏置动量系统是飞轮提供的偏置角动量设置在卫星俯仰轴的负方向，用以稳定俯仰轴，滚动和偏航依靠动量轮陀螺效应进行被动稳定，由于外扰动引起的俯仰偏置通过俯仰通道控制系统来消除（即在飞轮偏置值附近改变角动量$\pm\Delta H_r$），另外在星上装设两对喷管，一对在俯仰轴为动量轮卸载，另一种斜装喷管对滚动和偏航姿态偏差进行控制，这种系统又称偏置—喷气控制系统（见图 8-20）。

其它形式的偏置动量系统有用两个偏置动量轮组成 V 型结构或用一个偏置动量轮，一个反作用飞轮，或用一个偏置动量轮，两个反作用飞轮等方案。上述方案如从冗余度和可靠度考虑需增加冷备份。

3. 几种典型的控制环节

（1）伪速率控制器

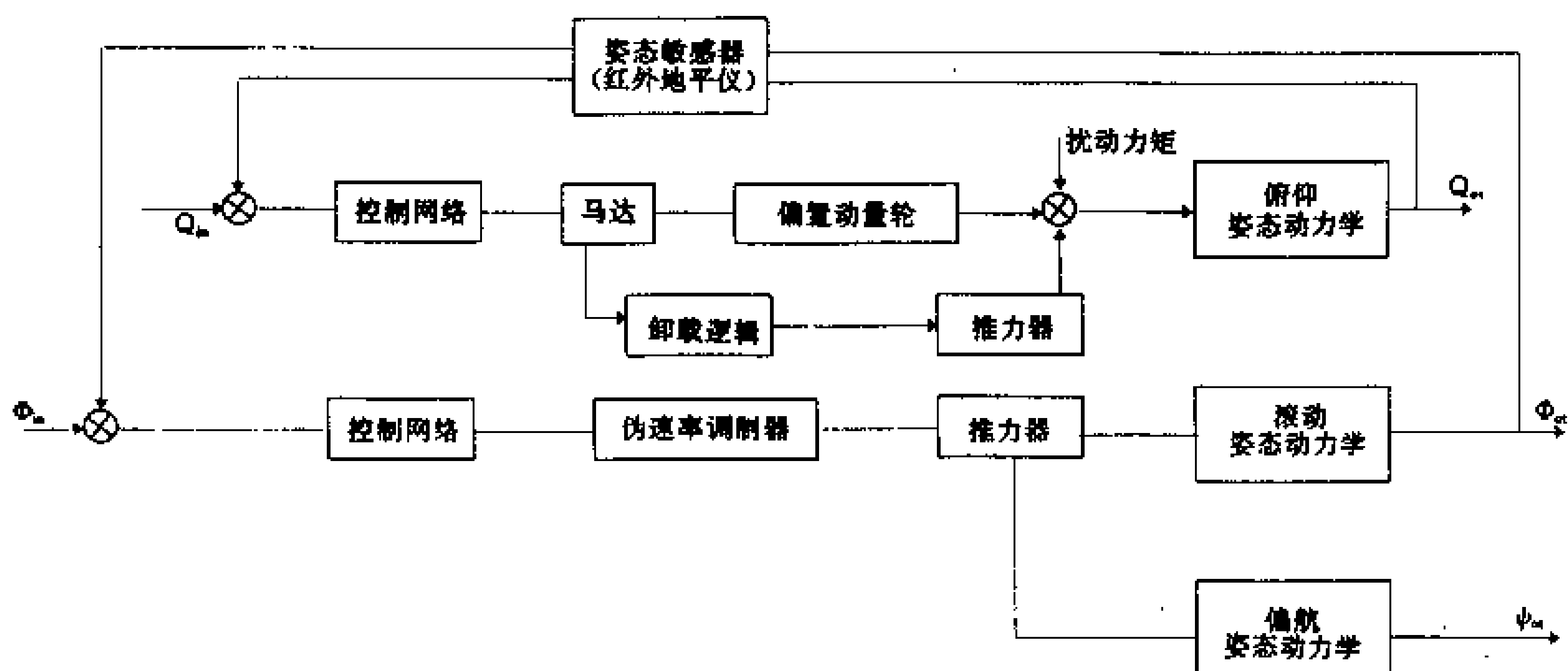


图 8-20　三轴稳定卫星偏置—喷气控制系统

为了实现系统的微分校正，同时满足控制器和推力器接口关系，往往在偏置—喷气控制系统中采用伪速率控制器，即采用伪速率增益反馈控制器。

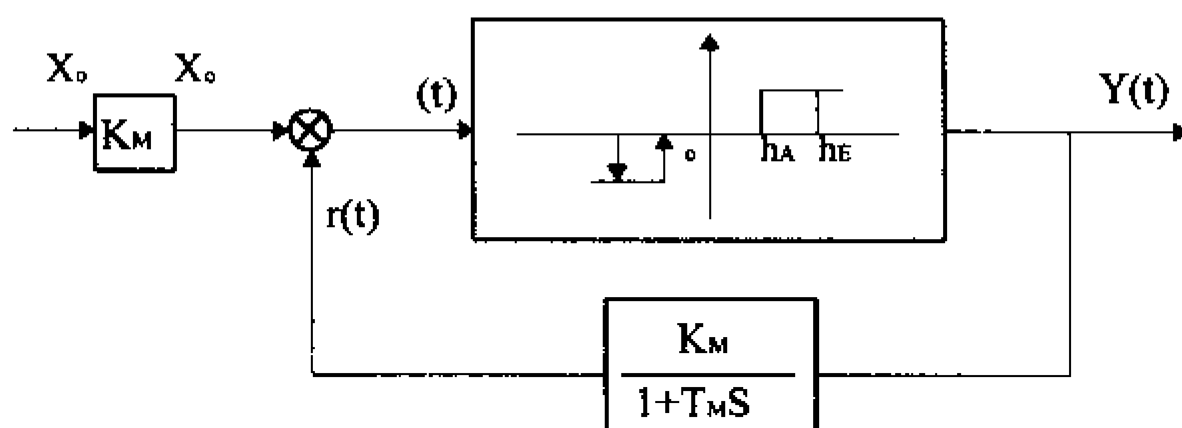


图 8-21　伪速率调制器方框图

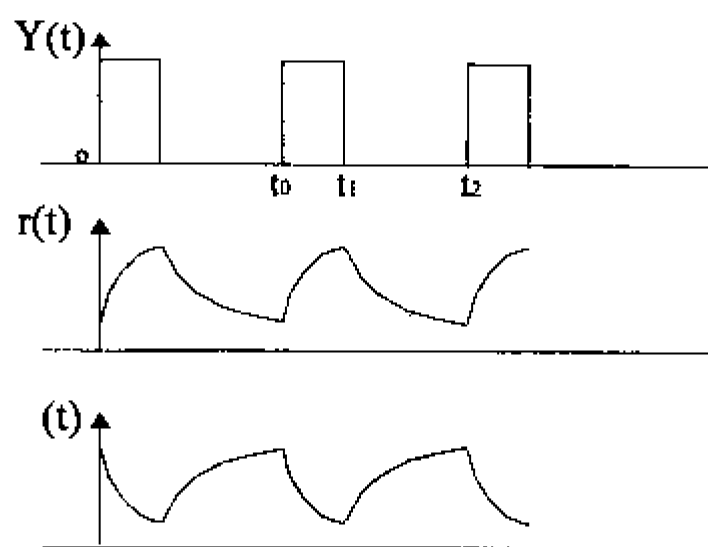


图 8-22　伪速率调制器工作波形图

由图 8-21 中可以看出，它是由继电器特性环节加上惯性环节反馈而构成，各点处的电压如图 8-22 所示。

当误差 $\varepsilon(t)$ 大于阈值 h_E 时，输出 $Y(t)$ 跃升为 1，通过惯性环节反馈的信号 $r(t)$ 按指数规律上升，则 $\varepsilon(t)$ 按指数规律下降，当 $r(t)$ 上升到使 $\varepsilon(t)$ 小于 h_A 时，$Y(t)$ 又

跃回到零，此后，$r(t)$ 又按指数规律下降，而 $\varepsilon(t)$ 则按指数规律上升，当 $r(t)$ 下降到使 $\varepsilon(t)$ 大于 h_E 时，$Y(t)$ 又跃回到 1。这个过程循环发生，由此产生了与输入信号 $X_0(t)$ 有关的一系列脉冲，通过上面分析可知，输入信号幅值不同，则输出脉冲的宽度和频率也不同。

设脉冲宽度为 t_{on}；

脉冲间隔时间为 t_{off}；

脉冲频率为 f；

$H_E = h_E/K_M$ 为规范化开启电压；

$H_A = h_A/K_M$ 为规范化释放电压；

$X^* =$ 为规范化缓慢变化的信号；

$X_0^* = X_0/K_M$ 为规范化常值输入信号。

伪速率调制器有三种可能的常值输出

$$Y(t)\begin{cases} 0 \\ +1 \\ -1 \end{cases}$$

伪速率调制器的数学表达式微分方程为

$$T_M\dot{\varepsilon} + \varepsilon = (X + T_M X) - K_M Y \tag{8-29}$$

对于输入信号缓慢变化的情况下，解此微分方程可得

$$\varepsilon(t) = \varepsilon(t_0)e^{-\frac{t-t_0}{T_M}} + (1 - e^{-\frac{t-t_0}{T_M}})(X - K_M Y) \tag{8-30}$$

当 $t=t_0$ 时，$\varepsilon(t_0) = h_E$，$Y(t) = 1$

代入式（8-30）得

$$\varepsilon(t) = h_E e^{-\frac{t-t_0}{T_M}} + (1 - e^{-\frac{t-t_0}{T_M}})(X_0 - K_M) \tag{8-31}$$

当 $t=t_1$ 时，$\varepsilon(t_1) = h_A$，$Y(t) = 1$

代入（8-31）式得

$$h_A = h_E e^{-\frac{t-t_0}{T_M}} + (1 - e^{-\frac{t-t_0}{T_M}})(X_0 - K_M) \tag{8-32}$$

由式（8-32）可推导出脉冲宽度 t_{on}

$$t_{on} = T_M \ln\left(1 - \frac{H_E - H_A}{H_E + 1 - X_0^*}\right) \tag{8-33}$$

当 $t=t_1^+$ 时，$\varepsilon(t_1) = h_A$，$Y(t) = 0$

则有：

$$\varepsilon(t) = h_A e^{-\frac{t-t_1}{T_M}} + (1 - e^{-\frac{t-t_1}{T_M}})X_0 \tag{8-34}$$

当 $t = t_2^+$ 时，$\varepsilon(t_2) = h_E, Y(t) = 0$

则有 $h_E = h_A e^{-\frac{t_2-t_1}{T_M}} + (1 + e^{-\frac{t_2-t_1}{T_M}})X_0$

由式（8-34）可推导出脉冲间隔时间：

$$t_{off} = t_2 - t_1 = T_M \ln\frac{X_0 - h_A}{X_0 - h_E} \tag{8-35}$$

脉冲频率

$$f=\frac{1}{t_{on}+t_{off}}=\frac{1}{T_M}/\left[\ln(1+\frac{H_E-H_A}{X_0^*-H_E}-\ln(1-\frac{H_E-H_A}{1+H_E-X_0^*})\right]$$

$$\approx\frac{1}{T_M}\frac{X_0^*(1+H_E-X_0^*)}{(H_E-H_A)(1+H_E)} \quad (8\text{-}36)$$

伪速率调制器中的参数 h_E 对系统有较大的影响，设系统稳态误差为 X_{ss}，则应有

$$X_{ss}\cdot K\geqslant H_E$$

式中 K 为控制器等效增益，根据上式可以选择适当的 h_E，

K_M，T_M 的选择要根据整个系统的响应特性的要求来确定。

(2) 双脉冲控制器

双脉冲控制器的功能有二：其一是当卫星姿态处于无双边极限环运动时，可以衰减章动，减少推力器的喷气次数，节省燃料，延长推力器在轨使用寿命，从而延长卫星寿命；其二是卫星姿态出现单脉冲双边极限环时，能有效地清除双边极限环章动。

其工作原理为：当伪速率调制器输出信号到达±1时，产生一个定宽电脉冲（一般称为坎值脉冲），计时器清零并开始计时，若相邻的第二个坎值脉冲与第一个坎值脉冲相隔时间小于给定的延时时间（一般等于或小于半个章动周期），计时器清零，并从第二个坎值脉冲开始重新计时。若计时器值达到给定的延时时间，则输出一个定宽脉冲（称为延迟脉冲）并停止计时。

(3) 动量轮卸载逻辑

为了使具有偏置动量轮的姿态控制系统能正常工作，必须设计一个动量轮卸载装置，当动量轮转速超过给定上限时，推力器每隔一定时间执行一个定宽脉冲，直到动量轮转速≤给定上限时为止；当动量轮转速降至给定下限时，则相反的推力器每隔一定时间执行一个定宽脉冲，直到动量轮转速≥给定下限时为止。

8.5.5 姿态捕获

姿态捕获是各类卫星一种需要经常执行的控制模式，其捕获方式可分为全自主、半自主和地面控制三种方式，根据姿态捕获的目的（初始姿态的建立、同步轨道远地点点火姿态的建立，姿态丢失重新恢复对地定向或转安全模式等）和星上能源情况（太阳帆板供电，还是蓄电池供电）。

1. 地球同步轨道三轴姿态捕获

一般采取太阳-地球捕获模式，其步骤如下：

· 太阳捕获

星载太阳敏感器形成两条宽带视场（几乎大部分覆盖了天球面），卫星的太阳捕获程序取决于卫星的测控方案是卫星的 X 轴指向太阳还是 $-Z$ 轴指向太阳，若选取 $-Z$ 轴指向太阳，其捕获程序为：

在星箭分离后，如太阳未出现在 $-Z$ 面的太阳敏感器视场内，则开始太阳搜索，先作俯仰搜索，卫星以 0.5 (°) /秒左右的速度绕 Y 轴转动，转动一圈后仍未能见到太阳，再作滚动搜索，在搜索过程中，一旦 $-Z$ 面两个太阳敏感器有太阳信号输出，即转入太阳定向巡航。

· 地球捕获

星载红外地球敏感器安装在+Z面上，用以测量卫星的滚动和俯仰姿态，在满足太阳—卫星—地球空间几何关系的可测控条件下，即可进行地球搜索，当红外地球敏感器第一次扫到地球时使卫星速率下降，当红外地球敏感器第二次扫到地球时，卫星姿态控制系统工作，立即捕获地球，锁定卫星姿态。

・偏航捕获

在完成太阳—地球捕获后，可根据三轴稳定姿态的要求，或建立远地点点火姿态的要求，把偏航信息输入姿态控制系统实现偏航捕获。

2. 中低轨道卫星全姿态捕获

一般寿命不太长的中低轨道卫星，多采用蓄电池供电，又由于轨道高度低，地球张角大，通常采取地球—偏航捕获模式。

这种捕获模式是首先利用星载红外地球敏感器的信号使卫星作适当的机动，使卫星的Z轴指向地心，此时滚动和俯仰偏差为小角度，完成了地球捕获。然后在光照区使星体绕Z轴以某一角速度转动，偏航太阳敏感器将搜索太阳，当太阳处于偏航太阳敏感器视场之内时，依照偏航太阳敏感器的输出，即可计算出此时星体的偏航姿态，控制星体使偏航姿态达到给定值，即完成偏航捕获。

8.6 轨道控制

8.6.1 轨道确定（空间导航）

1. 轨道确定的概念

卫星的轨道确定就是确定卫星在一个选定的参考坐标系中的运动参数问题，如在地心惯性坐标系中表示卫星的三维位置和三个速度分量，然后转换成六个轨道根数。

卫星的轨道确定可分为两类：非自主确定和自主确定。

・非自主确定：是由地面站设备（如雷达）对卫星进行跟踪测轨，且在地面测控中心进行数据处理，最后获得轨道位置信息。由于这种轨道确定方法依赖于地面站，故有很大的局限性，如要连续跟踪卫星，则需相当数量的地面站，如要求地面站100%时间覆盖卫星，则需有地面站的数目为

$$N=\frac{14400}{\text{轨道高度(km)}}+2$$

且这些站都要求理想分布，这势必要求有些站需设在国外或公海上，由此可见，用增加地面站的办法来连续跟踪低轨道卫星是不经济的，也是不现实的。

・自主确定（通称自主导航）

若卫星的运动参数（位置和速度）用星上测轨仪器（或称导航仪器）来确定，且该仪器的工作不取决于位于地球或其它天体的导航和通信，则这种轨道确定称为自主导航。

2. 自主导航的分类

自主导航系统按其工作原理可分为四大类：

·天文导航：测量对天体能敏感的角度来确定卫星的位置，在这种系统中，卫星首先测定它对地球表面的当地垂线，然后以此为基准分别测量三个彼此独立的已知星体的角度，根据这些测量数据，来计算出卫星的位置和姿态信息。

·陆标定位：是用测量地面目标基准来确定卫星的位置和姿态。

·惯性导航：它主要是由惯性测量装置计算机和稳定平台（捷联式没有稳定平台）组成，通过陀螺和加速度计测量卫星相对于惯性空间的角速度和线加速度，然后用星载计算机求出卫星的位置、速度和姿态信息。

·信标测距：对已知信标的距离测量，这类系统是确定卫星到三个或更多已知点的距离，然后用三角法解算出卫星的空间位置。

3. 全球定位系统（GPS）

全球定位系统是当今世界应用最广泛的自主导航系统，目前它由 18 颗导航卫星组成，分布在三个不同轨道平面上，每个轨道平面相隔 120°，每个轨道平面有 6 颗卫星等距运行，周期为 12 小时，轨道高度约为 2 万公里。导航原理采用已知信标时间测距方法。每颗导航星上装有高精度铷或铯原子钟，稳定度为 10^{-3}。时间精度为 0.5 ns。其导航位置精度为 7～12 m，速度精度为 0.06 m/s。初始定位时间不超过一分钟。其工作原理如下：

导航卫星以光速发射定时信号，用户卫星上的接收机测出发射时刻与接收时刻的时间差，再乘以光速即得到导航卫星至用户卫星的距离。若用户卫星与导航卫星时钟同步，为确定用户卫星的三维位置，则只需测量用户卫星至三颗导航卫星的距离，即用户卫星处于以三颗卫星为中心的三个球面的交点上。由于导航卫星上装的是高精度的铷或铯原子钟，则导航卫星的位置精度非常高，但用户卫星上的接收机往往采用低成本的石英钟，致使接收机与导航卫星不同步，产生了未知的时钟误差，由于有时钟偏差的存在，接收机所测距离将不是导航卫星至用户卫星的距离，其中包含了时钟偏差引起的距离误差，一般称为“伪距”，解决的办法是再测量用户卫星至第四颗导航卫星的距离。这相当于用四个方程解四个来知数。此外，还可用这四颗导航卫星处于不同的轨道平面、相位差的卫星导航信号载频多普勒偏移，用类似方法确定用户卫星的三维速度矢量。

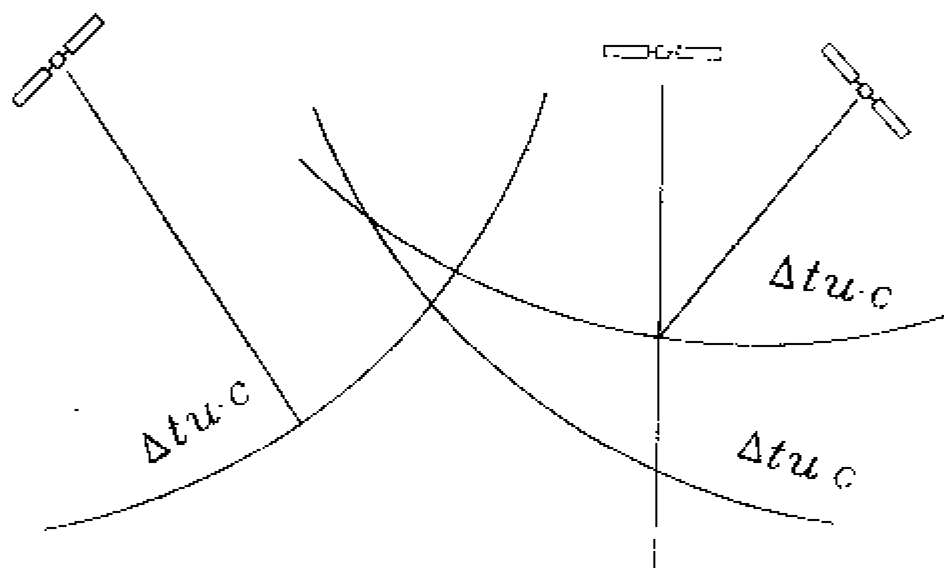


图 8-23　二维定位及时间偏差示意图

图 8-23 给出了利用三颗卫星确定用户卫星二维位置的示意图，图中表明，以三颗卫星的“伪距”为半径作圆并不会相交在一起，而是构成一个阴影所示的三角区。然而，总是可以找到某个距离值（Δtn・C），对“伪距”加以修正，使半径相交在一点，这一点就代表用户卫星的位置，Δtu・C 为接收机时钟偏差引起的距离偏差。

由于在全球定位系统中还有其它误差的存在，“伪距”的修正值可能各不相等，这时导航计算机按预定的数据处理法则，仍然能求出某个确定的修正值，然后，将它从伪距中去掉，使半径相交在一点，这时，该点是用户卫星位置的估计值，而不是实际值，两者之间的差值，就是全球定位系统的测量误差。对于用四颗卫星进行的三维测量，也可以得到类似的结论，只是空间概念要复杂一些。当接收机收到四颗以上的卫星数据时，导航计算机将按最小二乘法则进行数据处理（也可用卡尔曼滤波进行数据处理），以提高测量精度。

为了进一步阐述全球定位系统（GPS）的工作原理，下面列出其基本数学方程：

$$\vec{R}_u = \vec{R}_i - \vec{D}_i \tag{8-37}$$

式中 $\vec{R}_u$ 为地心至用户卫星的距离矢量，$\vec{R}_i$ 为地心至第 i 颗导航卫星的距离矢量，$\vec{D}_i$ 为用户卫星至第 i 颗导航卫星的距离矢量，i 表示 1 至 n 颗卫星

令 $\vec{L}_i$ 为用户卫星至导航卫星的单位矢量，则：

$$\dot{e}_i \cdot \vec{D}_i = D_i(\vec{D}_i \text{的幅值})$$

式（8-37）可改写成

$$\dot{e}_i \cdot \vec{R}_u = \dot{e}_i \cdot \vec{R}_i - D_i \tag{8-38}$$

D_i 可表示为

$$D_i = \rho_i - B_u - B_i \tag{8-39}$$

式中 ρ_i 为“伪距”，B_u 和 B_i 分别为用户卫星和导航卫星相对于 GPS 系统时钟偏差所产生的距离偏差。

将式（8-39）代入式（8-28），得到基本距离方程组：

$$(\dot{e}_i \cdot \vec{R}_u - B_u) = (\dot{e}_i \cdot \vec{R}_i + B_i) - \rho_i \tag{8-40}$$

方程(8-40)中的四个未知数是 $\vec{R}_u$ 表示的用户卫星位置的三轴分量和 B_u 表示的用户时钟偏差引起的距离偏差。B_i 为已知数。该方程组的解可表示成下列矩阵式

$$X_{u(4\times1)} = [R_{u1}, R_{u2}, R_{u3}, -B_u]^T \tag{8-41}$$

式（8-40）又可写成下列矩阵方程

$$G_u X_u = A_u S - \rho \tag{8-42}$$

式中

$$G_{u(n\times4)} = \begin{bmatrix} e_{11}, & e_{12}, & e_{13}, & 1 \\ e_{21}, & e_{22}, & e_{23}, & 1 \\ \vdots, & \vdots, & \vdots, & \vdots \\ e_{n1}, & e_{n2}, & e_{n3}, & 1 \end{bmatrix}$$

$$A_{u(n\times4n)} = \begin{bmatrix} E_1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & E_2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & E_3 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & E_n \end{bmatrix}$$

$$E_{i(1\times4)} = (e_{i1}, e_{i2}, e_{i3}, 1)$$

$$O_{(1\times4)} = (0,0,0,0)$$

$$S_{(4n\times1)} = [R_{11}, R_{12}, R_{13}, B_1, R_{21}, R_{22}, R_{23}, B_2, \cdots, R_{n1}, R_{n2}, R_{n3}, B_n]^T$$

$$\rho_{(n\times1)} = [\rho_1, \rho_2, \rho_3, \cdots, \rho_n]^T$$

将式（8-42）两端乘以 G_U^T

$$G_u^T G_u X_u = G_u^T (A_u S - \rho)$$

得到基本距离方程解

$$X_u = [G_u^T G_u]^{-1} G_u^T (A_u S - \rho) \tag{8-43}$$

当 $n \geqslant 4$ 时，通常有最小二乘方解。G_u 和 A_u 主要由单位矢量 $\vec{e}_i$ 在正交三轴上的分量 e_{ij} 组成，它们是用户卫星至导航卫星的方向余弦。

8.6.2 轨道控制的一般概念

1. 控制计划与目标轨道计算

轨道控制计划是依据控前轨道确定及预报值并按照既定控制策略算出的，控制策略按决定控制计划的一组约束条件和最优指标及其产生的算法。

控制策略是根据飞行任务的要求（如对标称轨道和控制精度的要求），由姿态确定、地面可见、能源及温控等方面提出的限制条件和轨道运动规律（如轨道摄动）面制定的。

2. 发动机控制参数计算

如使用喷气发动机进行轨道控制，可根据所需要的速度增量 ΔV 及有关发动机特性参数来计算发动机控制参数

若发动机连续工作，则工作时间为：

$$\Delta t = \frac{m_0 V_i}{F}(1 - e^{-\frac{\Delta V}{V_i}}) \tag{8-44}$$

其中 m_0 为卫星控制前总质量；V_i 为发动机平均喷射速度；F 为平均推力。

若发动机脉冲工作（如自旋卫星情况），则工作次数为

$$\Delta N = \left[\frac{\Delta t}{F\delta}\right] \tag{8-45}$$

的整数部分，其中 δ 为有效脉冲宽度；Δt 可按连续推力时间确定。

燃料消耗量为

$$\Delta m = m_0(1 - e^{-\frac{\Delta V}{V_i}}) \tag{8-46}$$

3. 速度增量及控制时刻计算

根据控制程序、目标轨道和控制轨道实测值可算出所需要的速度增量矢量 ΔV 和理论控制时刻，依据控前轨道与目标轨道（或称标称轨道）差异的大小可分为以下两种情况：

（1）轨道机动

卫星由控前的轨道向不同高度的共面或非共面的目标轨道转移，称为轨道机动或变轨，例如同步定点卫星在其转移轨道远地点（大致也是升交点）变轨，使卫星射入赤道面内周

期为 24 小时的目标轨道。

为了节省燃料，轨道机动一般在轨道拱点（即近地点或远地点）进行，且速度增量矢量沿着轨道切向，此时，控制点既是控制轨道的拱点，也是目标轨道的拱点。

设控前轨道的两个拱点矢径为 r_1 和 r_{20}，拟在拱点 r_1 处变轨，欲使控后轨道的另一拱点矢径变为 r_{2f}，且使轨道平面绕拱线转 Δi 角，（见图 8-24）。

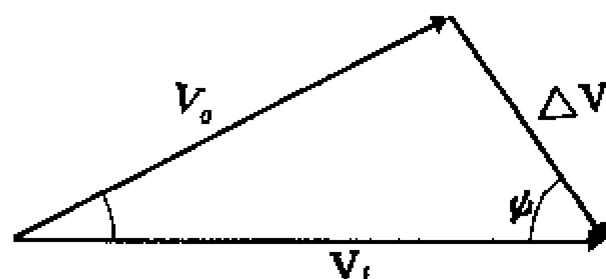


图 8-24　拱点机动

所需变轨速度增量为：

$$\Delta V = \sqrt{V_o^2 + V_f^2 - 2V_oV_f\cos\Delta i} \tag{8-47}$$

其中 V_o 和 V_f 分别为控前轨道和目标轨道在变轨点速度：

$$V_o = \sqrt{2\mu\left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_1 + r_{20}}\right)} \tag{8-48}$$

$$V_f = \sqrt{2\mu\left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_1 + r_{2f}}\right)} \tag{8-49}$$

其中，μ 为地球引力常数 $3.986005\times10^{14}\text{m}^3/\text{s}^2$。

变轨姿态应使推力矢量在当地水平面内，并与目标轨道平面有夹角。

其中

$$\psi = \text{arc}\sin\left[\frac{V_o}{\Delta V}\sin\Delta i\right] \tag{8-50}$$

误差分析：

若只考虑速度增量误差 $\delta_{\Delta V}$（由发动机冲量误差和卫星质量误差引起）、速度增量矢量在水平面内方向误差 δ_ψ（由姿态误差和发动机推力偏斜引起）和控前速度误差 δV_o（测轨误差），则控制后的速度误差为：

$$\delta V_f = \frac{-(\Delta V - V_f\cos\psi)\delta\Delta V - V_f\Delta V\sin\varphi + V_o\delta V_o}{(V_f - \Delta V\cos\psi)} \tag{8-51}$$

轨道平面倾角误差为

$$\delta\Delta i = \frac{\sin\psi\,\delta\Delta V + \Delta V\cos\psi\delta\psi - \Delta V\sin\psi V_o/V_o}{V_o\cos\Delta i} \tag{8-52}$$

一般来说，$\delta\Delta V$ 与速度增量 ΔV 成比例，随着 ΔV 减小，$\delta\Delta V$ 也成比例减小，因而 δV_f，$\delta\Delta i$ 也减小，且最终取决于测轨精度。

使用可重复启动的变轨发动机（例如液体双元发动机），可将轨道机动分数次完成，最后一次速度增量减小，因而减小了变轨误差。

(2) 轨道修正

当速度增量比轨道速度小得多时的轨道控制称为轨道修正，例如静止卫星在远地点机动后进行的定点捕获和位置保持，在这种条件下，控前控后的轨道相对于某一标称轨道来说，至少有一部分根数差异很小，利用这种小偏差性质，可以作线性化分析设计。

8.6.3 地球同步静止轨道卫星的轨道控制

1. 远地点变轨控制

静止轨道远地点变轨控制是指当用常规运载（一般为三级）把卫星射入大椭圆转移轨道（远地点高度接近三万六千公里）后，再通过星载四级发动机在远地点附近进行变轨控制，把卫星射入近同步轨道，星载远地点发动机可分两种：一种是固体远地点发动机，推力大，但不可控，只能在点火前调整好卫星点火姿态和选择好点火时间，在合适圆的远地点，进行远地点发动机点火，一次射入近同步轨道；另一种是双元液体远地点发动机，推力为有限值，可多次点火，进行变轨控制，通过双组元液体远地点发动机在转移轨道和中间轨道的多次点火，消除卫星轨道倾角和偏心率，使卫星进入近同步轨道，一般采用液体远地点发动机的卫星，多采用液体双组元统一推进系统，因此，为了获得卫星的最大的定点质量，需要对远地点变轨参数进行优化设计，以提高远地点点火弧段的变轨效率和减少卫星定点捕获所需的燃料消耗。

(1) 远地点变轨策略

远地点变轨策略包括四个方面：确定变轨次数；确定变轨远地点；确定每次变轨目标轨道漂移率；确定卫星点火姿态控制规律。

在制定变轨策略时，需考虑如下原则：多次点火，减少因推力小推力弧段长面引起的燃料损失，并提高轨控精度；考虑备份远地点以适应本次点火因某种原因未能进行；每次点火，地面测控站应有足够的可测控时间以完成点火前的一切准备工作。

(2) 变轨参数优化设计

根据变轨策略，对卫星多次点火远地点变轨参数进行优化设计，优化设计是在满足限制条件下，最优地选择多次变轨控制参数，使卫星定点后质量最大，变轨参数优化设计包括如下内容：建立轨道运动方程；变轨参数选择；约束条件分析；目标函数确定及优化算法设计。

· 包括质量变化的卫星轨道运动方程：

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{\mu x}{r^3} + \frac{F}{m}\cos\alpha_F\cos\delta_F U(t) \tag{8-53}$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} = -\frac{\mu y}{r^3} + \frac{F}{m}\cos\alpha_F\sin\delta_F U(t) \tag{8-54}$$

$$\frac{d^2z}{dt^2} = -\frac{\mu z}{r^3} + \frac{F}{m}\sin\delta_F U(t) \tag{8-55}$$

$$\frac{dm}{dt} = -WU(t) \tag{8-56}$$

式中：(X, Y, Z) 为卫星地心矢量在地心惯性坐标系 $OX_IY_IZ_I$ 的三个坐标分量

F：发动机推力（单位：N）

α_F，δ_F：发动机推力方向在地心惯性坐标系 $OX_IY_IZ_I$ 内的赤经、赤纬。

m：卫星当时时刻的质量；

μ：地球引力常数；

W：推进剂流量；

$$U(t)=\begin{cases}0 & \text{发动机不工作弧段}\\ 1 & \text{发动机工作弧段}\end{cases}$$

·变轨参数选择

变轨参数包括点火开始时刻 t（或点火开始卫星真近点角 f），点火长度 Δt（或目标轨道漂移率 D），点火姿态（俯仰角 θ，滚动角 φ，偏航角 ψ）。

由于在点火过程中，采用红外地球敏感器将俯仰角和滚动角控制在零度附近，因此实际上可选择的变轨参数只有三个，即对卫星真近点角 f，偏航角 ψ 及目标轨道漂移率 D 作为变轨参数进行优化计算。

·约束条件

即远地点变轨参数寻优的约束条件有二：其一是地面站的可观测条件；其二是在点火过程中保证偏航角姿态测量精度的要求。

·目标函数与优化算法设计

根据预先选择的变轨次数，最佳地选择相应地变轨参数，使在最后一次变轨后的目标轨道接近同步轨道，并使远地点变轨及轨道定点捕获所需燃耗最小。

确定如下目标函数

$$J=\sum_{i=1}^{n}\Delta m_i(f_i,D_i,\psi_i)+\Delta m_R+\Delta m_A \tag{8-57}$$

式中：Δm_i：完成第 i 次变轨所需燃耗（采用有限推力模型计算）

Δm_R：有限推力变轨完成后，卫星进入近同步轨道远地点发动机脉冲式点火所需燃耗。

Δm_A：完成定点捕获，小推力发动机脉冲式点火所需燃耗。

优化算法：

一般采用递推二次规划，将有约束的目标函数最小问题化为罚函数形式，通过解一个等式约束下二次函数最小问题，得到罚函数的下降方向，从而达到既使目标函数减小又使约束趋于满足的目的。

此算法需要计算目标函数梯度，由于一般给不出目标函数的解析表达式，因此只能用近似方法求出，成选用不必计算目标函数梯度的参数寻代方法，如单纯形法。

2. 轨道倾角控制

轨道倾角控制是指利用星上推进系统改变卫星轨道的倾角和升交点赤经，使卫星的南北位置误差减小并保持在所规定的范围内。它包括对远地点发动机点火后残留倾角的修正（南北定点捕获）和对轨道摄动产生的倾角修正（南北位置保持）。

（1）倾角向量及其摄动理论

地球同步静止轨道受到日月引力和地球非球形摄动的影响，其倾角和升交点赤经将不断变化。总的变化趋势是使轨道角动量向量倒向近似于春分点的方向。

为了描述倾角摄动和倾角控制的需要，引入二维轨道倾角向量i，其分量定义为：

$$
\begin{aligned}
i_x &= \sin i \cos\Omega \\
i_y &= \sin i \sin\Omega
\end{aligned}
\tag{8-58}
$$

向量 i 可以看成是赤道平面的一个向量，其长度是 sini（对于小倾角轨道 sini≈i），方向指向升交点。

将倾角向量摄动的短周期项、测轨误差和控制误差从倾角保持精度中扣除后，对平根数而言，应该将 i（今后理解为平均倾角向量）保持在 i_x-i_y 平面上的 i^* 圆内：

$$|i| < i^* \tag{8-59}$$

其中 i^* 表示倾角保持精度理论值。

由于进行了倾角控制，实际倾角保持在很小的范围内，可以用线性化方法将日月引力作用下的倾角向量摄动方程化简，这个方程的解包括长期项、半年周期项和半月周期项，半月周期项幅值约为 0.004°，在计算目标倾角向量时将此项忽略，从而推导出下列平倾角向量理论设计曲线。

$$
\left.
\begin{aligned}
&T_y = (JD - 2415020)/365.25 \\
&\Omega_m = 259.1832750 - 19.34142008T_y \\
&U_s = 279.6966778 + 360.0076892T_y \\
&i_x = -0.38965(\cos\Omega_m - 0.009762\cos 2\Omega_m) - 0.023339\cos 2U_s \\
&i_y = 0.84796T_y - 0.29025(\sin\Omega_m - 0.012023\sin 2\Omega_m) - 0.021413\sin 2U_s \\
&i_{dx} = i_x(t) - i_x(t_o) \\
&i_{dy} = i_y(t) - i_y(t_o)
\end{aligned}
\right\}
\tag{8-60}
$$

其中 JD 为 t 时刻的儒略日，T_y 以年为单位，其余变量均以度为单位，t_o 是任意的起始时刻。

（2）控制策略

· 南北定点捕获（将 i 修正到由 $|i| < i^*$ 式确定的 i^* 圆内）和南北位置保持（在 i 圆内的极限环运行）统一考虑。

· 在一定燃料量和一定的倾角保持精度要求条件下，优选目标轨道倾角向量 i_f，使卫星轨道倾角维持在所要求的精度内的时间 T 最长。因为每次倾角控制所需燃料量与控前控后倾角向量之差向量的长度成比例，故燃料量一定表示倾角修正能力 Δi_m 一定。

· 在修正倾角向量的同时兼顾平面内根数，以防止东西方向耦合超差。

理论分析证明，对于任意时间 t 及控前倾角向量 i 来说，满足前两个原则的目标倾角向量 i_f 应在 i^* 圆上，即 $i_f=i^*$，且其极角 Ω_f 最优保持时间 T 满足下列方程组：

$$
\left.
\begin{aligned}
&\frac{i}{\Delta}\sin(\Omega_f - \Omega) = \frac{i_d}{\Delta_d}\sin(\Omega_f - \Omega_d) \\
&\Delta + \Delta_d = i^* + \Delta_{im} \\
&\Delta = \sqrt{i^{*2} + i^2 - 2i^* i\cos(\Omega_f - \Omega)} \\
&\Delta_d = \sqrt{i^{*2} + i_d^2 - 2i^* i_d\cos(\Omega_f - \Omega)}
\end{aligned}
\right\}
\tag{8-61}
$$

其中 i 和 Ω 为控前轨道倾角和升交点赤经；i_d 和 Ω_d 为向量 i_d（t_o+T）$-i_d$（t）的极坐标分量，向量函数 i_d（t）分量的定义见式（8-61）；t 为倾角控制时刻。

为了满足最后一个原则，倾角控制时刻 t 应选择在由东西位置保持决定的倾角控制窗口内。

图 8-25　倾角向量摄动-控制示意图

(3) 倾角控制的实施

倾角控制一般采取星-地大回路控制方式，由地面测控站发出遥控指令，星上推进喷气系统执行，使用获得沿轨道法向的速度增量，从而达到改变轨道倾角和升交点赤经的目的，完成倾角控制。

3. 东西定点捕获控制

当不考虑倾角引起的南、北向运动的情况下，在无控制及其它轨道摄动时，卫星相对地球的运动可用无量纲量 d，W 表示，其一阶近似式为：

$$d = d_p = 3D(\tau - \tau_p) + 2e\sin(\tau - \tau_p)$$
$$W = 2D - \cos(\tau - \tau_p) \tag{8-62}$$

式中 $d = \lambda - \lambda_f$ 为卫星的定点经度差：

$W = \frac{r - r_s}{r_s}$ 为地心距 r 与同步高度 r_s 的相对误差；

$2D = \frac{a - r_s}{r_s}$ 为半长轴 a 与同步高度 r_s 的相对误差；

$\tau = \omega_e t$ 为无量纲时间单位（ω_e 为地球自转速率）。

因此卫星相对地球的运动由两个运动迭加面成；东西向均匀漂移（漂移率为 $-6\pi D$ 弧度/天）；以一天为周期的振荡运动。

这个相对运动可以在 d，W 的相图上表示出来。

东西定点捕获要修正漂移率、偏心率以及经度位置误差，理论上需要三次速度脉冲控制，前两次控制后建立一个有一定漂移率的漂移轨道，当漂移到定点经度位置时进行第三

次控制，消除漂移率，完成定点捕获。

为了使定点捕获所耗燃料最省，在线性分析的基础上，求得选择控制时刻及控制量的准则，根据卫星相对定点位置以东还是以西，漂移率的方向及大小、卫星轨道与同步轨道是否相交，将轨道划分成八种类型以及不予控制的等待型（其中定点以东四种类型，对称地定点以西四种类型）。给出每种类型的判别条件，以及所选的控制时刻及控制速度量。

图 8-26 和表 8-1 给出了卫星位于定点以东的四种类型及相应轨道控制的主要特征。

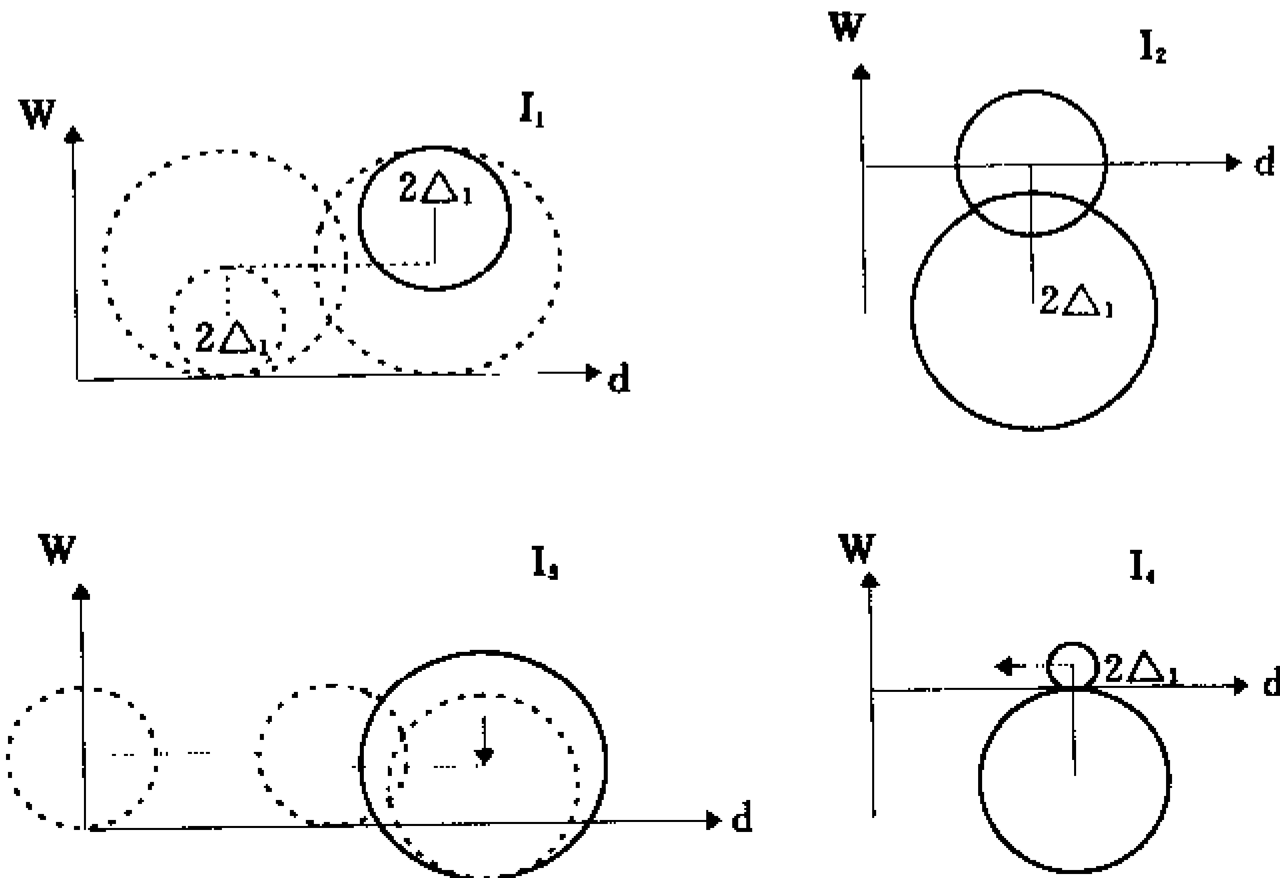


图 8-26　各种控制类型控制规律相图

表 8-1　轨道控制的主要特征

类型	漂 移 率	轨 道 形 状	控 制 时 刻	控 制 速 度
I_1	向西漂 漂移率过大	包住同步轨道	近地点、远地点 交替控制	减速
I_2	向东漂	被同步轨道所包	及早控制 （可在非拱点）	加速（二脉冲） 建立漂移轨道
I_3	向西漂 漂移率过大	与同步轨道相交	近地点	减速（三脉冲） 实现捕获
I_4	向东漂或西漂 但漂移率过低		远地点	加速

8.6.4　轨道保持

目前应用卫星的轨道保持主要有四种形式：卫星相对于地球的位置保持固定（同步轨

道对地静止卫星的定期位置保持控制)；太阳同步轨道为使太阳入射角不变所进行的轨道倾角保持控制；与其他卫星保持相对位置不变；为消除气动力和太阳光压对轨道参数的影响具有轨道扰动补偿器的卫星。

下面着重介绍一下地球同步轨道卫星的位置保持。

通信和广播卫星由于任务的需要都要求相对于地球是静止的，因此称这类卫星为“静止卫星”，一个理想的地球静止卫星轨道要求为：

- 圆形轨道，偏心率 $e=0$
- 在地球赤道平面内，倾角 $i=0$
- 轨道高度 35786 公里（长半轴 42164 km）
- 轨道周期＝地球自转周期（23 小时 56 分 4.1 秒）

当这些条件满足时，从地球上看卫星是静止的，如不满足这些条件，则引起卫星与地球的相对运动。若倾角 $i\neq0$，则卫星将绕赤道沿南北方向成“8”字形运动，此时东西方向也产生摆动。若偏心率 $e\neq0$，则卫星将在东西向产生约±11.4e 度的振荡运动，若轨道高度改变（即半长轴 a 改变），将引起卫星以一定速度的东西向移动。上述分析是在双体（卫星和地球）条件下得到的。实际上，存在日月引力摄动、地球扁状及赤道椭率摄动、太阳辐射压力摄动，由于卫星轨道受这些摄动的影响，卫星就要离开预定的定点位置，为使卫星位置变化限制在一定范围内，必须进行控制。关于南北位置保持已在轨道倾角控制中叙述，因此下面只简述地球同步卫星的东西位置保持控制，轨道经度位置保持主要是克服地球赤道椭率产生的切向摄动力引起平经度长期加速漂移，故采用漂移极限环控制方式（图 8-27），而使卫星在定点处附近作长期极限环振荡运动。

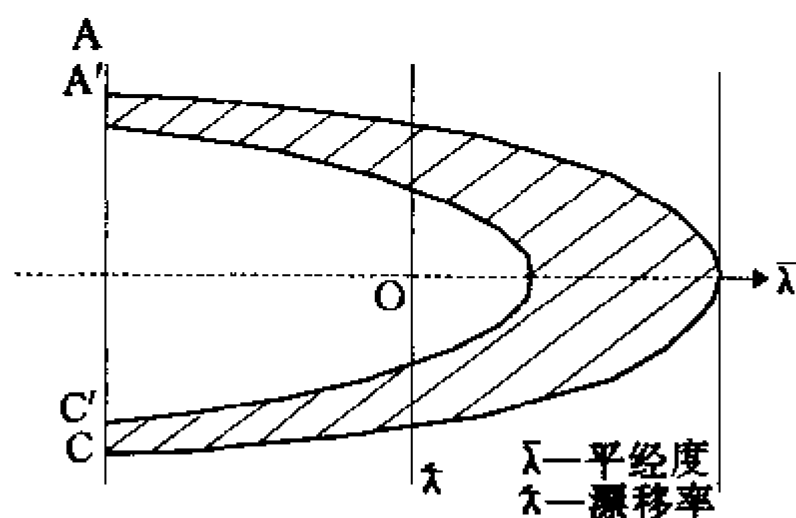


图 8-27　东西位置保持漂移极限环相图

由于存在测轨误差，以及摄动加速度估值误差，漂移运动的相轨迹不可能是一封闭曲线，而是一个环带，卫星在设计的误差带内漂移 N 天到达误差带的边界时，对卫星施加速度控制，改变漂移方向。

在倾角控制时，由于姿态偏差及点火的姿态扰动，将对平面内轨道根数产生耦合影响，从而引起经度漂移率的改变。在倾角控制之后，需要一定时间测轨和等待合适的拱点时刻，不可能立即进行轨道平面内的控制。

为了保证从倾角控制到平面内控制这段时间内卫星不漂出允许的误差范围，倾角控制后的（$\bar{\lambda}$、$\dot{\lambda}$）相点应落在图 8-28 中直线 EF 和 E_1F_1 之间的平行四边形内，设倾角控制对漂

移率的干扰耦合最大值为 $\Delta\lambda$，则控前，($\bar{\lambda}$、$\dot{\lambda}$) 相应落在 E_LF_L 和 E_HF_H 之间的平行四边形内。实际轨道的相点落入此平行四边形的时间区间，即是倾角控制窗口。

8.6.5 再入和返回控制

再入和返回有两项要求：即落点精度和再入大气层的卫星表面受热限制。

这里仅讨论返回式卫星的再入和返回落点控制，返回式卫星由返回舱和设备舱两部分组成，返回前，卫星在原轨道上运行，当时间程序控制要求卫星返回时，先由姿态控制系统调整卫星的姿态，使其纵轴与当地水平面成一角度（称制动角），这时的纵轴方向为制动方向，这时制动火箭按给定时间工作，使卫星在这一方向上获得附加速度 ΔV，使卫星的速度由原来的 V_1 转变为 V_2，由于卫星运行的方向和速度的变化使其脱离原轨道，转入一条新的轨道。若调姿指令未执行或调姿未达到预定要求，则地面站可根据卫星提供的调姿不正常标志，面发全姿态捕获指令，实现重新捕获原运动姿态，卫星继续原轨道运行，直至适时再次进行返回调姿，精确控制制动方向和制动火箭的冲量可使卫星转入的过渡轨道介于再入走廊的上下界之间，保证卫星安全进入大气层。对于没有再入机动能力的卫星，为了减小制动火箭推力方向偏差的影响，通常在卫星建立制动姿态后，返回舱和设备舱分离，然后使返回舱自旋，制动火箭点火，返回舱沿过渡轨道下降，直至进入大气层，此时旋转稳定的返回舱需要消旋，以便返回舱利用气动力稳定在防热层逆流的状态，由于返回舱以一定的速度在空气中飞行，它受到大气阻力作用，逐渐减速，最后降落到预定地点。

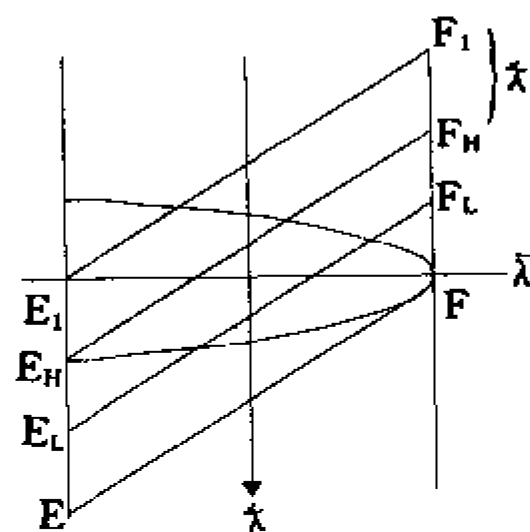


图 8-28 倾角控制窗口

参考文献

[1] 屠善澄等．中国同步轨道通信实验卫星 STW-1 的控制．宇航学报，1986，(4)．
[2] 章仁为．静止卫星的轨道和姿态控制．北京：科学出版社，1987.
[3] 罗建三等．液体远地点发动机工作期间卫星的姿态控制问题．宇航学报，1989，(2)．
[4] 吕振铎等．实用通信广播卫星控制软件的改进．宇航学报，1990，(1)．
[5] 吕振铎．地球同步通信广播卫星的两种姿态控制方式．中国空间科学技术，1990，(1)．
[6] 林来兴．空间控制技术．北京：宇航出版社，1992.
[7] 陈芳允等．卫星测控手册．北京：科学出版社，1992.
[8] Wertz, R. Edited, Spacecraft Attitude Determination and Control, D. Reidel, 1978.
[9] 胡玉琛．利用导航卫星定时和测距的全球定位系统．控制工程，1988，(2)．

第9章 电源系统

9.1 概述

9.1.1 电源系统的定义与功能

电源系统是产生、储存、变换、调节和分配电能的航天器分系统，简称电源系统。其基本功能是通过某种物理变化或化学变化，将光能、核能或化学能直接转换成电能，根据需要进行储存、调节和变换，然后向航天器各系统供电。

电源系统是航天器的重要组成部分，任何一种航天器均需配有一个合适而可靠的电源系统。要完成航天器复杂的飞行任务，必须以电源系统能安全、持续、可靠地供电为前提。电源系统的发展水平对提高航天器性能、延长工作寿命亦起着决定作用。

随着空间技术的迅猛发展，空间电源技术亦获得高速发展。早期的航天器多采用单一的化学电池供电，而目前有锌银蓄电池、氢氧燃料电池、太阳电池阵/蓄电池组联合电源、放射性同位素温差发电器、核反应堆温差发电器和热离子反应堆等多种电源用于各类航天器。30 多年来，各类空间电源已获得几代更新、使电源的功率、效率、寿命、可靠性及控制功能等方面均获得很大提高。如氢氧燃料电池已有离子交换膜酸性燃料电池、培根型碱性燃料电池和石棉膜型碱性燃料电池等三代产品投入应用。电池组输出功率从早期的 500W 已递增至 7kW，降值功率可达 12kW。工作寿命由 400 小时延长到 2000 小时，并可多次重复使用。太阳电池阵—蓄电池组联合电源的输出功率从早期的 0.252W 递增至 22kW，太阳电池阵结构从体装式发展到体装式、太阳桨、太阳翼、对日定向太阳翼和套筒式等多种形式，并将发展在空间组装，组成超大面积的太阳电池阵。其最长工作寿命已达 20 年。

9.1.2 电源系统的组成

电源系统由电源、电源控制设备、电源变换器，电源配电及电缆网组成。其中核心部分是电源，其余则按电源的工作要求及负载要求进行相应的配置。

9.1.2.1 电源

电源是航天器的发电装置，它将其它形式的能量转换成电能，其能量来源有器上能源和器外能源两种。器上能源即航天器自带的能源，如化学能和核能。器外能源指从航天器外部获得的能源，主要是指太阳辐射能。若电源系统利用器外能源，则航天器不必携带大量的能源，从而减轻了航天器质量。

能量转换方式亦有静态转换（无机械运动）和动态转换（有机械运动）两种，见图 9-1。前者效率低，但可靠性高。后者通过热机发电，效率高，但存在着在超高真空环境下，高速旋转轴承的润滑和密封问题、在失重条件下，汽液两相的分离问题等许多技术难点，可

靠性低。迄今已发射的航天器均采用静态转换。

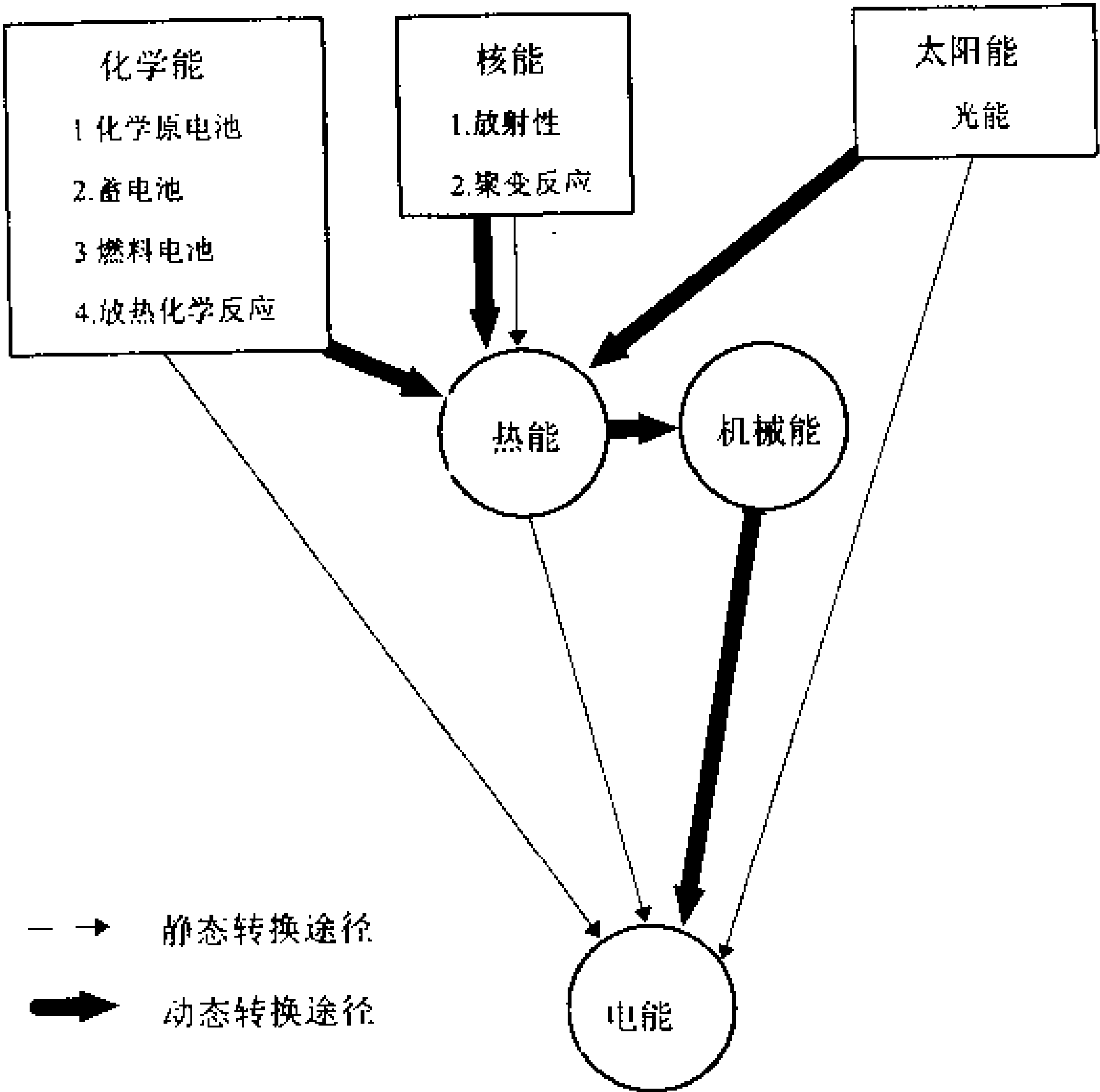


图 9-1 能源形式及其转换

不同的能源和不同的能量转换器件构成了不同的空间电源，见表 9-1。当前采用的空间电源主要有单一的化学电源（如锌银蓄电池组、氢氧燃料电池组）、太阳电池阵/蓄电池组联合电源和核电源三类，现简述如下：

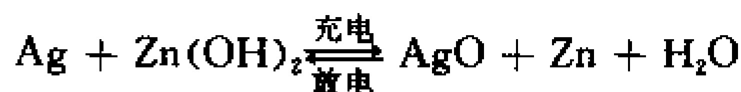
表 9-1 空间电源

能源	能量转换器件	空间电源
化学能	化学原电池	锌汞电池、锂电池
	化学蓄电池	锌银蓄电池、镉镍蓄电池
	燃料电池	氢氧燃料电池
太阳辐射能	太阳电池	太阳电池阵/蓄电池组联合电源
核能	温差电偶	放射性同位素温差发电器、核反应堆温差发电器
	热离子二极管	热离子反应堆

a. 锌银蓄电池组

锌银蓄电池是由氧化银正极和锌负极组成的碱性化学电池，该电池经充电后，将电能转换成化学能贮存起来，当放电时，又将化学能转换成电能，并向负载供电。其电化学反

应为：



$$Ag + Zn(OH)_2 \underset{放电}{\overset{充电}{\rightleftharpoons}} AgO + Zn + H_2O$$

该电池的理论比能量为487.5Wh/kg。实际使用的电池，其比能量随容量增加而增加，20～650Ah容量的单体电池，其比能量为156～238Wh/kg。单体电池的工作电压为1.40～1.50V。为获得星上仪器设备所需的工作电压，需将多个单体电池串联，组成电池组使用。它结构简单、维护使用方便、工作可靠、能承受较苛刻的力学环境，比能量较高，工作电压平稳，内阻小，特别适宜于大电流放电。其缺点是循环寿命短，在空间应用中，通常是在地面充电后，装入航天器后一次性使用。低温性能差，电池的工作温度为4～43℃，在低温下放电，其容量会显著地下降。锌银蓄电池组可作为短期飞行航天器的主电源或作应急、返回、火工装置或发动机点火用的辅助电源。

b. 氢氧燃料电池组

燃料电池亦属于化学电池，但它又不同于化学原电池或化学蓄电池。它是一种能连续地把燃料、氧化剂的化学能直接转换成电能的电化学装置。其特点是：

· 燃料在电池中可直接氧化并发电；

· 燃料和氧化剂单独贮藏在容器内，只要将燃料和氧化剂源源不断地输入，将反应生成物连续排出，便可持续发电，因此它是用燃料直接发电的“能量转换机器”。

航天用碱性氢氧燃料电池的燃料是氢气，氧化剂是氧气。电池的负极是含铂催化剂的氢电极，正极是含银催化剂的氧电极，电解液是KOH水溶液。其反应过程为：



负极：$2H_2 \longrightarrow 4H^+ + 4e$



正极：$O_2 + 4e + 2H_2O \longrightarrow 4OH^-$



OH^-通过电解液迁移到负极表面又化合成水　　$4H^+ + 4OH^- \longrightarrow 4H_2O$

电池的总反应为：



$$2H_2 + O_2 \longrightarrow 2H_2O + 电能 + 热能$$

该电池单体工作电压在0.50～0.90V，为了获得航天器上仪器设备所需的工作电压，也需由多个单体电池串联、组合成电池组。在理论上，它可将86%氢燃烧的反应热转换成电能，但实际使用中仅51%～67%的反应热可转换成电能，其余仍以热的形成排出。尽管如此，它的热效率要比热机（10%～40%）高得多，可充分利用燃料的能量进行发电，在地面上亦推广应用。

要维持氢氧燃料电池组持续运行，电池组必须配备下列辅助分系统：氢氧供给分系统、排水分系统、排热分系统、电压调节分系统和自动控制分系统。因此氢氧燃料电池组是比较复杂的一种发电装置。

氢氧燃料电池组可作为大功率（几千瓦至十几千瓦）短期飞行任务的主电源，它独立性强，自成一套单独的控制系统，对航天器总体依赖性小，适合于低轨道飞行及机动飞行。它的副产品——水经净化后可供航天员饮用，供氧与排热亦可与航天员生命保障系统联合设计，因此特别适用于载人航天器，其缺点是系统太复杂，地面设备投资大，氢氧气体泄漏后易爆炸，安全问题较为突出。

c. 太阳电池阵/蓄电池组联合电源

它由太阳电池阵（简称太阳阵）作发电装置，化学蓄电池组作贮能装置联合而成。当

航天器在空间飞行时，在光照期由太阳阵发电，除向航天器各系统供电外，还给蓄电池组充电。在星蚀期则由蓄电组向航天器各系统供电。目前采用的太阳阵由硅太阳电池或砷化镓太阳电池组成。蓄电池组采用镉镍蓄电池或氢镍蓄电池。

极大多数长寿命航天器均采用该电源，它应用面之广、发射数量之多及工作寿命之长，均属空间电源的首位。因此本章重点介绍太阳电池阵/蓄电池组联合电源。

d. 核电源

核电源是指利用放射性同位素蜕变或放射性元素裂变所释放的热能，通过热电转换器件转换或电能的装置，它由热源、热电转换器和散热器组成。

热源采用放射性同位素源或原子能反应堆。航天用放射性同位素源多用 α 源—钚[238]。它的衰变反应为



$$_{94}P_{u}^{238} \longrightarrow {}_{92}U^{234} + {}_{2}H_{e}^{4}$$

它工作寿命长，半衰期达 88 年，衰变能量除少量 γ 射线外，极大部分以 5.45～5.49MeV 的 α 粒子的形式释放出来易于防护。

航天用原子能反应堆有快中子反应堆与慢中子反应堆两种。但均以浓缩铀[236]作燃料，它在中子作用下的裂变反应为：



$$_{92}U^{235} + n' \longrightarrow [{}_{92}U^{236}]^{*} \longrightarrow Z_1F_1^{A1} + Z_2F_2^{A_2} + \gamma_o n' + \gamma$$

裂变能量小部分以 γ 射线，β 粒子及快中子的形式释放出来，大部分以动能达 165MeV 的裂变碎片（$Z_1F_1^{A1}$，$Z_2F_2^{A2}$）的形式逸出。

热电转换器亦有温差电偶与热离子二极管两种。航天用温差电偶用 N 型半导体与 P 型半导体串联而成，其工作原理是利用塞贝克效应，与地面用测温元件——热电偶相同。单个温差电偶输出功率很小，需由数百个温差电偶串并联组合成温差发电器，它工作稳定可靠，但热电转换效率低，仅 4.2%～6.6%。

热离子二极管有发射极与集电极两个电极，发射极与热源相连，处于 1530～1730°C 的高温，向外发射电子。集电极与散热器相连，处于 630～830°C 的低温，收集电子。两电极间隙仅 0.15～0.2mm，并充以铯蒸汽，以提高效率。热离子二极管的热电转换效率较高，可达 10%～15%，但工作寿命较短，可靠性低。

不同的热源与热电转换器组成了放射性同位素温差发电器、核反应堆温差发电器和热离子反应堆三种空间核电源。

核电源适用于光照条件受限制、光照很弱、强磁场、高温及尘埃流等各种恶劣环境下工作的航天器，多用于行星际探测和某些军用卫星。核辐射与核污染及价格昂贵使它的应用受到限制。

9.1.2.2 电源控制设备

电源控制设备指电源系统中用于调节、控制、保护及与航天器其它系统接口的各种设备。它是电源系统的控制中心，由它维持电源系统独立、持续和正常地运行，也靠它将电源系统与航天器各系统有机地结合在一起。电源控制设备的配置随电源的不同面不同，但其功能大致有下列五类：

a. 自动控制装置：

维持电源持续、正常地运行所需的控制装置。如太阳电池阵/蓄电池组电源系统的太阳

阵对日定向装置、蓄电池组充放电控制，蓄电池组在轨再调整等装置。

b. 热控装置

因空间电源的各种能量转换器件，除一部分可转换成电能外，其余能量均以热的形式逸出。此外，航天器在飞行过程中，温度环境十分恶劣，要维持设备在合适的温度环境下工作，电源系统必须配备热控装置。

c. 功率调节装置

由于电源工作条件的变化、长期运行中性能衰减及负载变化均会导致电源的输出功率和电压发生变化，为使电源母线电压稳定在一定范围内，多数电源系统均设有功率调节装置。

d. 接口装置

它负责电源系统与测控系统、数据管理系统、热控系统及其它有关系统的接口，接受地面测控台站的遥控指令或星上计算机指令，并付诸实施。同时提供电源系统的各种工程参数送星上计算机或由测控系统送地面测控台站进行实时监测。在航天器地面测试时，还负责与地面电源、地面总控设备的接口，接受地面电源及总控设备的供电、测量与控制。

e. 防护措施

为维持电源系统安全运行所采取的措施，如不间断供电措施、过流、过压保护、氢氧燃料电池组氢、氧贮罐的安全排气阀、核电源的核辐射防护，等等。

9.1.2.3 电源变换器

星上各电子、电气设备需要各种不同电压的直流电或交流电。面多数空间电源仅提供一种电压的直流电，且电压变化范围较宽，无法满足各用电设备的供电要求。因此，电源系统需设置直流-直流变换器（直流稳压器），直流-交流变换器（逆变器）、升压器和稳流器。按用电设备的要求将电源提供的直流电变换成具有一定稳压精度或稳流精度的直流电，或具有一定稳压精度和稳频精度的交流电。航天器的多数设备不从电源母线直接供电，而经电源变换器变换后供电。

电源变换器还具有电源隔离与保护功能，一旦负载过载或短路，电源变换器自行过流保护。同样当电源变换器输出电压超出规定范围时，可进行过压或欠压保护。

9.1.2.4 电源配电及电缆网

电源配电常由配电器完成，它将电源输出的电力按需要分配给各用电设备，亦可根据遥控指令或星上计算机指令对用电设备进行开关机控制。

电缆网是星上各用电设备的供电与信号传输网络，通过它将航天器内各电子、电气设备连接在一起。

电源配电及电缆网详见第十二章。

9.2 电源系统设计

电源系统的设计是一项十分艰巨的系统工程，它又是提高电源系统的可靠性、缩短研制周期、节省研制费用的关键。电源系统设计师首先必须熟悉航天器的飞行任务，研究总

体的设计要求及制约条件，然后合理地选择电源，拟订电源系统的设计方案、确定电源系统的各项接口。同时还必须进行多方案比较，进行优化设计。从中选择出一个能满足总体设计要求、接口关系协调、对故障有较强适应能力的方案。在方案设计中还必须充分利用国内外成熟的先进技术，特别是国内已通过飞行试验鉴定的技术或部件，减少技术攻关项目，使方案具有合理性、可靠性、经济性和先进性。设计方案经充分论证后才可付诸实施，同时还需在各研制阶段进行部件级、分系统级和系统级试验，对试验中暴露的问题进行分析与改进。使设计方案更加完善。

9.2.1 总体对电源系统的设计要求及约束条件

9.2.1.1 总体的设计要求

航天器总体对电源系统的设计要求及约束条件主要有下列七方面：

a. 电性能要求

它包括航天器的功率要求，母线电压、阻抗特性、纹波电压及瞬态特性等。

航天器的功率要求指航天器在不同飞行阶段的负载功率要求，包括恒定功率、短期功率及脉冲功率，常以负载功率与任务时间的关系曲线给出。电源系统应在航天器飞行寿命期间内，按负载功率要求能可靠和不间断地供电。

电源母线电压一般指电源系统在配电器输出端的供电电压。不同航天器、不同的电源常采用不同的母线电压，近期国内外航天器设计多数采用的母线电压为：

锌银蓄电池组：27±3V。

氢氧燃料电池组：25～32.5V。

太阳电池阵/蓄电池组：26.5～42.5V

对数千瓦级大功率电源将采用100～270V高压母线供电。

直流—直流变换器的供电电压有±28V、±24V、±20V、±15V、±12V、和±5V等12种电压可供选用。但总体为限制电压种类，每个型号的航天器亦明确规定了电压数量。

阻抗特性：从电源母线上测得的电源阻抗在DC～50MH$_2$频率范围的分解，绘出阻抗特性曲线。并要求电源阻抗足够地低，以便使用电设备产生的反馈纹波电压不会过大。

纹波电压：当电源系统向阻性负载提供最大电流时，在带宽为0～10MH$_z$范围内，测得的纹波电压峰—峰值应小于0.8V。

瞬态特性：电子负载或电源切换在电源母线上产生的瞬态电压峰—峰值应限制在偏离稳态值的65%～130%范围内。

b. 寿命

电源系统的工作寿命同航天器工作寿命，但各部件的设计寿命应比工作寿命延长0.5～2年。

c. 可靠性

可靠性要求包括：可靠性指标分配、可靠性设计要求、可靠性分析、单点失效和关键项目控制、可靠性试验、元器件订购活动中的可靠性工作要求和试验及失效报告制度等。

d. 电磁兼容性

对电源系统的电磁兼容性要求有：接地要求、减小电源阻抗、防止静电放电、剩余磁距要求、电缆设计与敷设要求、电源变换器配置和电磁兼容性试验等。

e. 质量、体积与功耗。

f. 环境条件

电源系统应能承受航天器的地面环境、发射环境、空间环境和返回环境。并在此环境下正常工作，力求较小的性能衰减。

9.2.1.2 总体的制约条件

电源系统设计应受下列条件制约：

a. 航天器轨道参数及飞行程序。

b. 航天器姿态控制方式。

c. 总体布局。

d. 热设计方案。

e. 遥控指令及遥测参数分配。

f. 发射场地的实施条件。

9.2.2 电源的选择

根据上述总体要求结合我国空间电源的技术水平，合理地选择电源。各类空间电源的使用性能见表 9-2。一般来说，短期几百瓦功率的卫星可选用锌银蓄电池组。短期千瓦级的航天器选用氢氧燃料电池组，长寿命地球轨道航天器则选用太阳电池阵/蓄池池组联合电源。只有特种场合（如星际探测器）可采用放射性同位素温差发电器。各种电源都各有优缺点，电源选定以后总体及电源系统设计师要充分发挥该电源的长处，设法克服或弥补它的不足之处，使它在飞行任务中发挥更大的效能。

9.2.3 电源系统的设计内容

电源系统的设计内容因电源种类不同，有效大差异，现以太阳电池阵-蓄电池组联合电源为例介绍如下：

9.2.3.1 电源系统配置的确定

它包括电源母线、太阳阵、蓄电池组、电源控制设备及电源变换器的配置，常以电源系统原理性框图形式给出。各个航天器的电源系统可采用不同的配置，而电源系统的配置对系统的功能、能量利用率、可靠性及各部件的设计要求均有明显的影响，需认真分析，反复比较后才能确定。

系统配置按能量传输途径有能量直接传输系统和串联母线系统两类，前者将太阳阵和蓄电池组输出的电能直接传输给电源母线，使该系统的源阻抗最小，但母线电压变化范围较宽。后者将太阳电池阵和蓄电池组输出通过稳压器或分流器调节后向母线供电，可调节母线电压，但源阻抗较大。

表 9-2 各类空间电源的使用性源比较

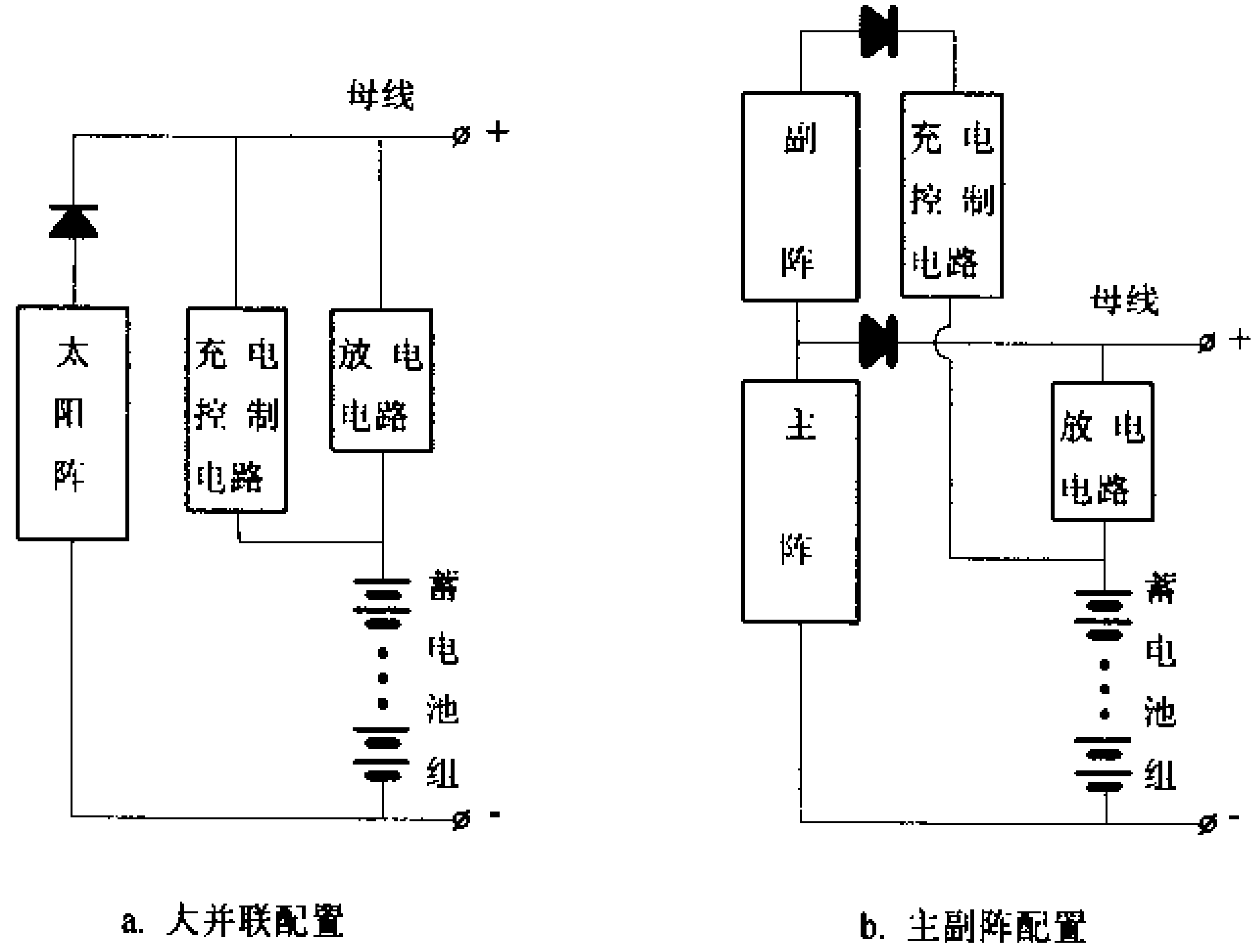
电源名称	适用的功率及寿命		适用的航天器类型	比功率或比能量	价格	安全可靠性	使用中的主要问题
	功率(W)	寿命					
锌银电池组	数十～数百	数天～数月	短期飞行的航天器及各类航天器的辅助电源	100～200 Wh/kg	30.4 美分/瓦时	可靠	(1) 低温性能差。 (2) 受比能量限制,大量使用时电源的体积与重量太大
氢氧燃料电池组	数百～数千	9～16.7 天	载人飞船,生物卫星,航天飞机	5.5～32* W/kg	100～400 美元/瓦	较差	(1) 氢氧气泄漏或使用不当,易引起爆炸。 (2) 电池可靠性较差,需设备份电池组。 (3) 维护使用复杂,场地设施投资大
太阳电池阵-蓄电池组电源系统	数十～数万	0.5～20 年	各类地球轨道航天器	5～18 W/kg	100～200 美元/瓦 (峰值功率)	安全,可靠	(1) 太阳阵发电强烈依赖光照条件,对总体设计有很多制约。 (2) 太阳阵在空间战中易受攻击,航天器防御能力差
放射性同位素温差发电器	数十～数百	最长 11 年	行星探测器、军用卫星	1.29～4.2 W/kg	5000 美元/瓦	可靠	(1) 控制或使用不当会造成严重的核污染 (2) 需设置大面积散热器,排放余热 (3) 反应堆需设厚屏敝层。以免核辐射损伤星上电子设备
反应堆温差发电器	数百	数月	军用卫星	1.6W/kg		可靠性较差	
热离子反应堆	数千	数月	军用卫星	47.6W/kg		可靠性较差	

注：* 在计算比功率时,电池组重量不包括燃料及贮源重量。
** 在计算比功率时,电源重量不包括防护层重量。

按母线的调压功能又有未调压直流母线系统、调压直流母线系统和限压直流母线系统三类。未调压直流母线系统，其母线电压变化较大，大部分负载经直流稳压器稳压后供电，多用于小功率航天器。调压直流母线系统因母线设有稳压器，可获得比较稳定的母线电压，限压直流母线系统仅调节太阳阵供电时的母线电压，使光照期母线电压稳定，但对蓄电池组供电电压不作调节，在地影期的母线电压变化较大。采用部分分流调节的限压直流母线系统因分流器不串接在电源母线上，仍可进行直接能量传递。且在光照期可获得稳定的母线电压。

按母线的配置可有单母线，双独立母线和高低压母线三类。双独立母线中，每条母线均配有太阳阵、蓄电池组及电源控制设备，可独立供电，需要时亦可并联供电，以提高系统设计的可靠性。高低压母线由高电压与低电压两种母线，高电压母线常用于大功率的有效载荷，以减小线路压降。低电压母线则用于航天器的公用负载并全时间供电。

按充电功率的来源，电源系统还可分成大并联与主、副阵两种配置。大并联配置指蓄电池组与太阳阵均并联在母线上，太阳阵输出功率除供给负载外，同时给蓄电池组充电，可充分利用太阳阵的功率。主副阵方案指太阳阵分成主阵与副阵（充电阵）两部分，主阵负责向负载供电，而副阵负责向蓄电池组充电，这样蓄电池组的充电电压不受母线电压限制，即可增加蓄电池组的串联单体数，以提高地影期的母线电压，但不能充分利用太阳阵的功率。见图 9-2。



a. 大并联配置　　b. 主副阵配置

图 9-2　电源系统的配置方式之一

9.2.3.2　太阳阵构形的选择

应根据航天器的外形尺寸、航天器整流罩尺寸、姿态控制方式及卫星总体布局选择太阳阵的构形、对于自旋稳定的航天器则用体装式太阳阵，若要增加太阳阵的输出功率，可选用套筒式结构，对于三轴稳定的航天器，则可采用展开式太阳阵，为提高发电效率，可

设置对日定向装置组成对日定向太阳阵，使太阳阵在航天器飞行过程中始终对着太阳，它是太阳阵构形的高级形式。

选定构型后再按负载功率，太阳电池性能参数及太阳电池受环境和组装影响的各项因子及衰减系数计算太阳阵面积（见 9.3.2 节），最后确定太阳阵的组成。如体装式太阳阵需确定太阳壳分成几个部件，每个部件的外形尺寸。展开式太阳阵分几个太阳翼，每个太阳翼的组成及太阳电池板，连接架的外形尺寸。确定在航天器上的连接位置，压紧与释放机构的安装要求及展开程序等等。

9.2.3.3 蓄电池组设计

当前供空间应用的蓄电池组由镉镍蓄电池组及氢镍蓄电池组两类，可按使用要求及电池组的技术成熟程度选用。

根据卫星在星蚀期的负载功率，电池组允许的放电深度，最高充电电压及最低压母线电压等参数，计算蓄电池组串联的单体电池数和电池的额定容量。详见 9.4.2.1 节。

9.2.3.4 确定电源的控制设备的设计要求

在方案设计中应对下列电源控制设备提出设计要求

a. 太阳阵对日定向装置

根据卫星的轨道参数及太阳阵对日定向精度要求，提出对日定向装置的控制模式。

根据太阳阵电路设计及输出功率计算，提出驱动机构的功率滑环和信号滑环的数量、每个滑环的电流量、电压、滑环压降和电噪声的要求。

b. 电源功率调节器

首先根据据耗散的功率、允许的发热功率及母线电压变化范围选择电源功率调节器类型。

提出电源功率调节器的设计要求，对于采用程序线性部份分流调节或太阳阵开关调节的功率调节器，还应根据太阳 电池电路设计提出分流调节（或开关调节）的路数，每路的调节能力。对开关调节还应提出母线纹波电压的限制要求。

c. 蓄电池组充、放电控制电路

根据蓄电池组在轨飞行的充、放电制度，提出充、放电控制电路的设计要求。

充电控制方式的选择应与蓄电池组的设计相配合。而放电电路的设计应确保母线不间断供电。

d. 蓄电池组再调整器

对于地球同步轨道卫星或有较长时间全日照飞行的航天器可采用蓄电池组在轨再调整技术，蓄电池组再调整有整组电池深放电及各个单体深放电两种方式可供选择。按不同的再调整方式提出不同的设计要求。

9.2.3.5 电源变换器的配置

电源变换器的配置有集中与分散两种，集中配置指由电源系统按各用电设备的供电要求设置几个电源变换器，由它集中变换后，再分配给各用户。该方案可减少电源变换器数量，提出电源变换器的转换效率，但可靠性低，且多个设备公用电源易引起相互干扰。分

散配置指各系统或用电设备自带电源变换器,电源系统仅研制本系统所需的电源变换器。且各设备的供电控制亦有电源变换器实施。该方案可靠性高，并使电磁兼容性达到最佳。但增加了电源变换器的数量与质量。

确定配置方案后应提出电源变换器的设计要求，如输出电压种类；各类电压的负载电流，电压精度与稳定度；交流电的频率精度与稳定度，相位精度与稳定度，波形失真度；直流电的纹波电压和电源变换器转换效率，等等。

9.2.3.6 电源系统接口关系的确定

确定电源系统对航天器其它系统及地面设备的机、电、热接口关系。

9.2.3.7 功率预估与质量预估

预估电源系统在寿命初期、寿命末期和各种不同工作条件下的输出功率及功率裕度。

预估各部件的质量及电源系统总质量。

9.2.3.8 可靠性设计

提出电源系统的可靠性设计、分析、关键控制项目，可靠性试验和可靠性控制措施。

9.2.3.9 电磁兼容性设计

提出电源系统的电磁兼容性设计和试验项目。

9.2.3.10 电源系统在各飞行程序的适应性分析

根据总体给出的航天器飞行程序，各飞行阶段的工作环境和负载功率。从发射前转电至寿命末期的各飞行阶段，对电源的输出功率、功率裕度、蓄电池组放电深度、能量平衡进行计算，审查本方案能否适应航天器的飞行任务。

9.2.3.11 故障分析及故障对策

方案中应列出电源系统各部件及元器件可能出现的失效模式及其危害度，在方案中如何采取措施予以克服。

9.2.3.12 编制性能符合表

详细分解总体要求，列表说明本方案对总体要求的符合情况，对不满足总体要求的部分需另行协调或更改设计方案。

9.2.3.13 继承性分析

方案中应列出哪些部件或技术已通过飞行鉴定，哪些部件或技术已通过预研和地面鉴定，有哪些是技术攻关项目（包括新材料、新工艺，和新的元器件）。若方案的继承性差，技术攻关项目多，必然可靠性低、研制周期长，费用大。在评审时不易被录用。

9.2.4 电源系统的接口技术要求

电源系统与航天器其它系统及地面设备均存在机、电、热的接口，这些接口应与相关系统协调，并以接口通知单或接口控制图的形式确定下来，并列入设备的研制任务书内容，在部件级、分系统级和系统级试验中，应对接口关系进行检验。电源系统的接口技术要求主要有：

9.2.4.1 电接口

a. 与火工装置的接口

电源系统应满足火工装置对引爆电流和电流脉冲宽度的要求，并给出火工品引爆时的母线电压和电压变化范围。

b. 与测控系统接口

确定电源系统的遥控指令表，指令使用准则及指令接口参数，如电压值、脉宽、输出阻抗等。

确定电源系统的遥测参数表及接口参数，如电压值、输入/输出阻抗和时间等。

c. 与地面电源及地面总控设备的接口

确定地面电源的供电要求与供电接口，地面电源在航天器输入端的电性能应与航天器电源相符，地面电源与航天器电源的切换应设控制电路。

确定电源系统的有线控制指令及有线测量参数的内容及接口要求。

确定地面电缆电连接器的代号、型号及接点分配表，提出电源线和信号线的设计要求。

9.2.4.2 热接口

提供电源系统各部组件的下列热设计参数：外形尺寸、质量、热容量、导热率、不同工作模式下的热效应（发热功率或吸热功率）、星体外部部件表面的太阳吸收率（α_s）和半球红外辐射率（ϵ_H），星体内部部件表面的 ϵ_H 等。

预估电源系统各部件的工作温度和温度梯度，并满足各部件的工作温度要求。

按热设计要求，确定各部、组件的热控措施。

9.2.4.3 机械接口

a. 与航天器结构系统的接口

电源系统提供所属各部、组件的外形尺寸、安装尺寸、质量、质心和转动惯量等参数。

结构布局应与电源系统的配置相协调，尽量缩短能量传递途径、减少在传递途径中的通断、分离或转动环节，减少电磁干扰。

结构布局应考虑化学蓄电池组的更换要求，发热部件的散热要求及地面测试时操作窗口和测试电连接器的设置。

确定太阳阵的安装部位时，应满足太阳阵的光照要求，并避免航天器本体，天线或其它部件对太阳阵的遮挡，减小展开式太阳阵对航天器本体的热辐射。

确定太阳阵及其驱动机构的安装尺寸、安装角大小、压紧点位置、安装平面度和精度要求。

确定电源系统的其它部、组件的安装形式、安装支架的设计及支架对力学环境的放大系数或衰减系数。

b. 与太阳阵展开装置的接口

电源系统应提供下列参数：太阳阵的组成与质量、太阳阵在收扰状态和展开状态的外形尺寸、太阳阵的展开力矩、航天器模拟侧壁的外形尺寸及太阳阵在模拟侧壁的安装形式、装入航天器后太阳阵的总高度。

展开装置的设计应满足太阳阵的高度、展开后的跨度、摩擦阻力的限制及展开前后各太阳电池板在展开架上质心位置的变化等要求。

确定太阳阵及航天器模拟侧壁在展开架上的连接方式。

9.3 太阳阵

太阳阵是太阳电池阵/蓄电池组电源系统的发电子系统，它是以串、并联方式组合的太阳电池组及其结构所组成的发电装置，由太阳电池电路和太阳阵结构两部分组成。

9.3.1 太阳电池

太阳电池是一种将太阳光能直接转换成电能的半导体器件，是由硅、硫化镉、砷化镓等多种半导体材料制成。在空间电源中，主要应用单晶硅电池，这种电池在技术上比较成熟，转换效率较高，寿命长，性能可靠。目前正在研制的有砷化镓太阳电池，它的转换效率优于单晶硅电池，但成本高。

9.3.1.1 太阳电池基本结构

航天用 N^+/p 硅太阳电池的基本结构有基体材料、p—n 结、上下电极和减反射膜等四部分组成。

a. 基体材料：它是一种掺有三价元素硼的 p 型单晶硅片。基体厚 0.05～0.40mm，面积有 10×20，20×40，40×40，60×60，80×80 $(mm)^2$ 等多种规格。基体电阻率为 2～10 Ω·cm。

b. p—n 结：它是太阳电池的核心，为提高太阳电池转换效率需合适的 p—n 结结深及表面方块电阻。在常规电池中，结深约 0.25～0.40μm，高效电池结深为 0.15～0.20μm。

c. 上下电极：为将电池产生的电能传递给负载，需在电池的上下面制造一层金属电极，上电极在电池的受光面上，常设计成栅线状，下电极覆盖整个电池的背表面。

d. 减反射膜：为减少电池表面对入射光的反射损失，需在电池的光照面上镀一层或多层减反射膜。常用的单层减反射膜为 SiO，TiO_x 和 $T_{a2}O_5$ 等。多层减反射膜有 MgF_2/TiO_x Al_2O_3/TiO_x 和 Al_2O_3/Ta_2O_5 等。

9.3.1.2 太阳电池等效电路及伏安特性

太阳电池的等效电路见图 9-3。该等效电路的物理意义为：太阳电池在光照时产生的光生电流（I_{ph}）一部分流过非光敏二极管（称正向电流或结电流）（I_D）；一部分流过并联电阻(I_{sh})；其余部分流过串联电阻和负载电阻（I_L）。

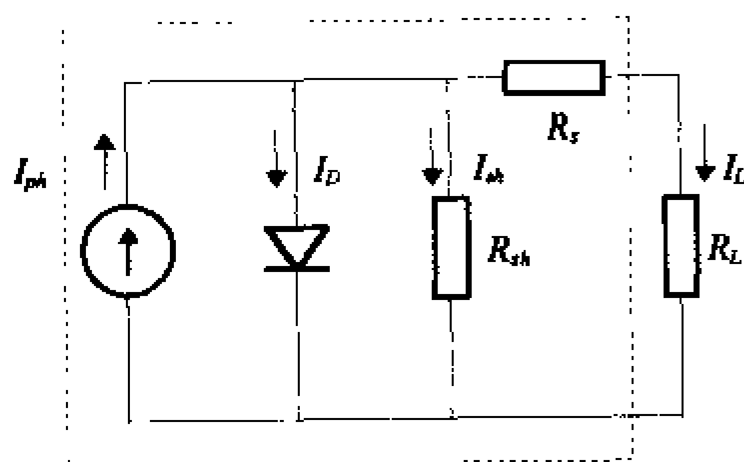


图 9-3 太阳电池等效电路

I_{Ph} ——太阳电池受光照时产生的光生电流；

I_D ——太阳电池结电流；

R_{sh} ——太阳电池的等效并联电阻；

I_{sh} ——太阳电池的旁路电流；

R_s ——太阳电池的等效串联电阻；

R_L ——太阳电池的负载电阻；

I_L ——太阳电池的负载电流。

$$I_L = I_{ph} - I_D - I_{sh} \tag{9-1}$$

根据扩散理论，二级管正向电流和正向偏压之间有如下关系：

$$I_D = I_o \cdot (e^{qV_D/AKT} - 1) = I_o \cdot [e^{q(V_L+I_LR_S)/AKT} - 1] \tag{9-2}$$

q ——电子电荷（1.6×10^{-19}C）；

V_D ——二极管正向偏压（V）；

V_L ——负载端电压（V）；

T ——工作温度（K）；

K ——波尔兹曼常数；

I_o ——反向饱和电流；

A ——结构修正因子。

$$I_{sh} = (V_L + I_LR_S)/R_{sh} \tag{9-3}$$

将（9-2）（9-3）式代入（9-1）式得：

$$I_L = I_{ph} - I_o[e^{q(V_L+I_LR_S)/AKT} - 1] - (V_L + I_LR_S)/R_{sh} \tag{9-4}$$

$$V_L = I_LR_L \tag{9-5}$$

$$P = I_L \cdot V_L = I_L^2 \cdot R_L = \{I_{ph} - I_o[e^{q(V_L+I_LR_S)/AKT} - 1] - (V_L + I_LR_S)/R_{sh}\}^2 \cdot R_L \tag{9-6}$$

上述公式表示了太阳电池的工作电流、工作电压、输出功率与负载的关系，当负载从零连续变化到无穷大时，便可绘出电池端电压和工作电流的关系曲线，见图 9-4。又称太阳电池伏安特性曲线（简称伏安曲线）。

在实际应用中，太阳电池的伏安曲线均在标准光源下测量而得。在该曲线上的任一点均可作为太阳电池的工作点，但每个工作点的太阳电池输出功率是不同的，必存在某个点（如图 9-4 中的 M 点），它的输出功率最大，即对应的电流与电压之乘积最大，该点称太阳电池的最佳工作点，该点所对应的电流称最佳工作电流（I_m），对应的电压称最佳工作电压（V_m）。

最大输出功率（P_m）与短路电流（I_{sc}）和开路电压(V_{oc}）乘积之比，称该电池的填充因子（FF），见式（9-7）。显然 FF 愈大，电池的最大输出功率亦愈大，对于性能优良的硅太阳电池，FF 大于 0.78。

$$FF = \frac{P_m}{I_{sc} \cdot V_{oc}} = \frac{I_m \cdot V_m}{I_{sc} \cdot V_{oc}} \qquad (9\text{-}7)$$

太阳电池的伏安曲线及由它求出的 V_{oc}、I_{sc}、V_m，I_m；FF 均是衡量太阳电池性能的重要参数。

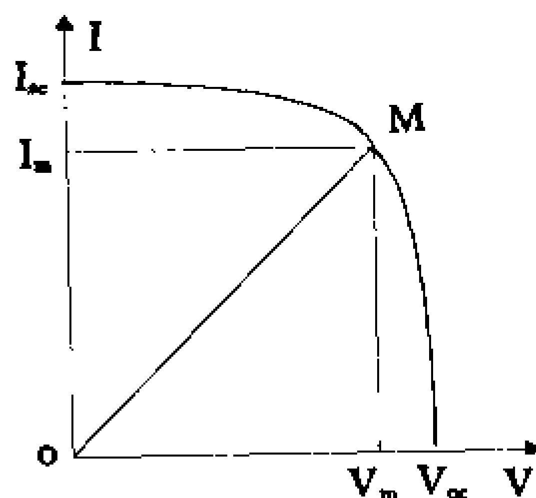


图 9-4 太阳电池伏安曲线

V_{oc} ——开路电压

I_{sc} ——短路电流

M ——最佳工作点

V_m ——最佳工作电压

I_m ——最佳工作电流

9.3.1.3 太阳电池的转换效率

受光照太阳电池的最大输出电功率与垂直入射到该电池受光面几何面积上的全部光功率的百分比称太阳电池的光电转换效率，简称转换效率。式见(9-8)。

$$\eta = \frac{P_m}{A \cdot P_{in}} \times 100\% \qquad (9\text{-}8)$$

η ——太阳电池转换效率（%）；

P_m ——太阳电池最大输出功率（mW）；

A ——太阳电池受光照几何面积（cm^2）；

P_{in} ——入射光光强（mW/cm^2）。

转换效率是太阳电池的重要指标，它直接关系到太阳阵的面积和质量，目前空间用常规太阳电池转换效率为10.2%，高效电池可达14.0%～14.6%。提高太阳电池转换效率的主要途径有：浅结、密栅、绒面、背电场、背反射体和多层减反射膜等。上述工艺独立成混合使用，可形成多种高效电池系列，如紫光电池（浅结、密栅）、绒面电池、背场电池、背反射电池、背场背反射电池、绒面背反射电池、浅结密栅背场背反射电池等。

9.3.2 太阳电池电路设计

9.3.2.1 太阳电池的性能分析

在设计太阳电池电路前，首先得计算太阳电池在航天器工作寿命初期与末期，在各种工作条件下的性能，该项计算以下列参数为依据：

1. 太阳电池在1367mW/cm² 光强、AMO 太阳光谱及25℃电池工作温度，(即 AMO 标准测试条件）下的伏安曲线。

2. 影响太阳电池性能的各项因子或衰减系数。

影响太阳电池工作电流的因子或衰减系数有：

F_1：光强因子。对地球轨道航天器，主要指太阳光强随季节的变化和地球反照光对太阳电池输出电流的增益。

F_2：太阳入射角（α）电流因子。太阳电池的输出电流随太阳入射角的变化而变化。而太阳入射角又随地球公转，航天器的运行轨道，航天器的飞行姿态及控制精度及太阳阵对日定向精度等多种因素而变化。

F_3：组合损失因子。多片太阳电池串联，由于性能不一致而引起的损失。

F_4：测试误差。

F_5：粒子辐照电流衰减因子。太阳电池经受粒子辐照而造成的电流衰减。

F_6：紫外辐照衰减因子，又称暗化因子。在长期紫外线照射下，粘接剂和盖片变暗引起的电流衰减。

F_7：电流温度修正系数，太阳电池工作电流随温度升高而增加，需按预示的工作温度修正电池的输出电流。

F_8：盖片系数，太阳电池粘贴玻璃盖片后引起的工作电流的变化。

F_9：其它电流衰减因子：如发动机羽流污染、微殒石碰撞和高、低温交变等因素引起的衰减。

F_{10}：几何因子。即太阳阵在垂直于太阳光方向的投影面积与太阳阵总面积之比。

太阳电池在空间应用时的工作电流则为：

$$I_c = I_o \prod_{i=1}^{10} F_i \tag{9-9}$$

I_c——太阳电池在空间应用时的工作电流。

I_o——太阳电池在 AMO，标准测试条件下的工作电流。

F_i——上述各项修正因子或衰减系数。

影响太阳电池工作电压的因子或衰减系数有：

F_{11}：太阳入射角（α）电压因子。当 α 偏大时，电池开路电压下降，应考虑此项损失。

F_{12}：组合损失因子。

F_{13}：测试误差。

F_{14}：粒子辐照电压衰减因子。

F_{15}：电压温度修正系数。太阳电池工作电压随温度升高而下降。需按予示的工作温度修正电池的工作电压。

F_{16}：线路压降。它包括互连片和太阳电池电路的导线压降。

F_{17}：其它电压衰减因子，同 F_9。

太阳电池在空间应用时的工作电压则为：

$$V_c = V_o \prod_{i=11}^{17} F_i \tag{9-10}$$

V_c——太阳电池在空间应用时的工作电压。

V_o——太阳电池在 AMO，标准测试条件下的工作电压。

由式（9-12）和式（9-13），对太阳电池在 AMO 标准测试条件下的伏安曲线进行换算，可得到太阳电池在寿命初期、寿命末期及各种工作条件下的伏-安曲线。

9.3.2.2 太阳电池的组合计算

太阳电池的组合，即太阳电池的串、并联方式。具体地说太阳阵的输出电压决定于太阳电池的串联数，太阳阵的输出电流决定于太阳电池的并联数。

在计算时，首先从太阳电池在寿命末期或最恶劣的工作条件下的伏-安曲线，查出太阳电池的工作电压 $V_{c.EOL}$，和工作电流 $I_{c.EOL}$，为尽量利用太阳电池的功率，该工作点的选取应在最佳功率点附近。然后按下列步骤计算太阳电池的串联数和并联数。

a. 按式（9-11）求出太阳阵的工作电压

$$V_S = V_{Bus} + V_D + V_H \tag{9-11}$$

V_S ——太阳阵工作电压（V）；

V_{Bus} ——电源母线电压（V）；

V_D ——隔离二极管压降（V）；

V_H ——太阳阵至配电器的输电线路压降（V）。

b. 按式（9-12）计算太阳电池的串联数 N_S：

$$N_S = V_S/V_{C.EOL} \tag{9-12}$$

c. 按式 9-13～式 9-15 计算太阳阵负载功率（P_L），太阳阵输出功率（P_S）和太阳阵输出电流（I_S）。

$$P_L = P_{BL} + \frac{P_{DL}}{\eta_D} + P_{BC} + P_D + P_H \tag{9-13}$$

$$P_S = M \cdot P_L \tag{9-14}$$

$$I_S = P_S/V_S \tag{9-15}$$

P_{BL} ——由电源母线直接供电的负载功率（W）；

P_{DL} ——由电源变换器供电的负载功率（W）；

η_D ——电源变换器转换效率（%）；

P_{BC} ——蓄电池组充电功率（W）；

P_D ——隔离二极管耗功（W）；

P_H ——线缆耗功（W）；

M ——设计裕度，一般为 1.10。

d. 按式（9-16）计算太阳电池串的并联数 N_P：

$$N_P = I_S/I_{C.EOL} \tag{9-16}$$

求出太阳电池的串联数和并联数后可按式（9-17）～式（9-18）计算太阳电池片总数 N 和太阳电池阵面积（A_S）：

$$N = N_S \cdot N_p \tag{9-17}$$

$$A_S = N \cdot A_c/F_f \tag{9-18}$$

式中：A_c ——太阳电池片面积（cm^2）

F_f ——太阳电池布片系数，一般为 0.85～0.90。

求得了太阳电池的串联数和并联数后，便可进行太阳电池电路的组合设计，图 9-5 给出了国际通信卫星 Ⅳ 号太阳阵的组合原理图。

9.3.2.3 旁路二极管与隔离二极管

在由许多单体串联组成的电池串联中，若个别电池损坏或阳光被遮挡，该电池就不能发电而且还阻塞了电路，造成整串联电池开路。为解决这个问题，可将若干串联电池相互并联构成旁路，亦可用 3～5 串联电池并联一个旁路二极管的方法来解决。太阳电池在无光照时呈现平面二极管特性，为避免电池在阴影时被母线电压反向击穿，在每串联电池的输出端需接入隔离二极管，见图 9-5。

9.3.3 太阳阵结构

太阳阵结构包括基板、收藏与展开机构和连接架等部件。

基板指表面可铺设太阳电池的板状或壳状结构。基板有三种：刚性、半刚性和柔性。

a. 刚性基板：刚性基板采用铝蜂窝芯，面板材料有铝箔、环氧玻璃纤维和碳纤维复合材料等。其中以碳纤维复合材料做面板的刚性基板质量最小，面密度为 0.82～1.2kg/m²。在基板表面需贴一层聚酰亚胺膜，以满足太阳电池和基板间的电绝缘性。该基板结构简单可靠，刚度较大，对粒子辐照有一定屏蔽效应，并易于实现热控措施，因此目前应用最为广泛。

b. 半刚性基板：用碳纤维复合材料制作刚性框架，玻璃纤维增强的聚酰亚胺薄膜作基板，基板与框架间用弹性材料予紧。这种基板结构比较复杂，容易松驰，有热变形和材料性能退化等弊病，目前处于研制阶段。

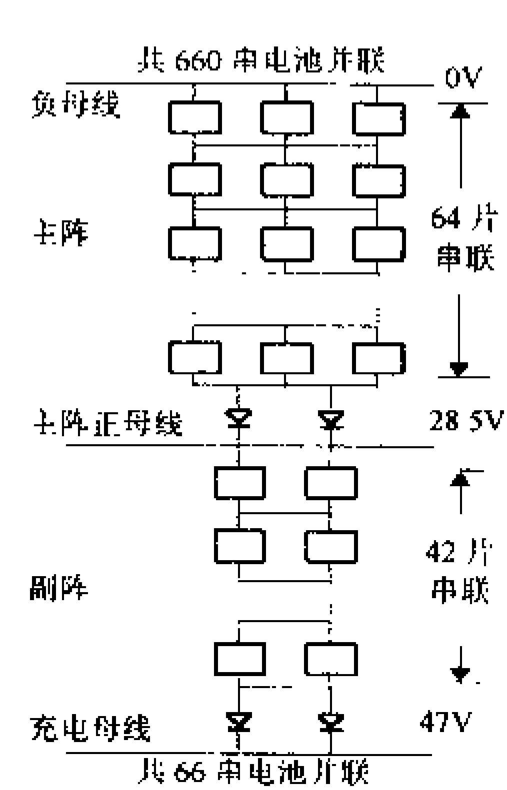


图 9-5 国际通信卫星Ⅳ号太阳电池阵组合原理图

c. 柔性基板：用玻璃纤维增强的聚酰亚胺膜制成，面密度较小，约为 0.83kg/m²。基板的结构面单，但收并和展开机构比较复杂。

三种基板的性能列于表 9-3。

表 9-3 各种基板的性能比较

性能	刚性	半刚性	柔性
结构	简单可靠	较复杂，可靠性差	较简单，可靠性较差
展开机构	较简单	较简单	较复杂
收藏体积	较大	较大	较小
面密度（kg/m²）	0.82～1.2	1.53～1.8	～0.83
刚度	大	中	小
与星体的适应性	较差	较差	较好
在转移轨道提供功率的可能性	可以	可以	不可以
对粒子辐照的屏蔽能力	较好	比刚性小一倍	比刚性小一倍
热控措施	易实现	不易实现	不易实现

9.3.4 太阳阵的安装方式

太阳电池阵在航天器本体上的安装方式有体装式与展开式两种。

9.3.4.1 体装式太阳阵

体装式太阳阵是指布置在航天器外壳的太阳阵，按航天器外形不同，有球形、多面体形和圆筒形等多种外形，这种安装方式最简单，没有运动部件。工作可靠也易于热设计，但体装式太阳阵面积受航天器本体外形尺寸限制，不能很大。当航天器在轨道飞行时又不能整个太阳阵都同时光照（受几何因子限制），故太阳阵的比功率很低，仅 7.8～11W/kg，26～36W/m²。体装式太阳阵适用于功率小子 200W 的自旋稳定卫星，个别功率在 500～800W 的卫星亦采用。

9.3.4.2 展开式太阳阵

展开式太阳阵指与航天器连接，但独立于航天器本体，发射时收藏在航天器内部或侧壁，入轨后能展开的太阳阵。展开式太阳阵又有太阳桨、太阳翼和套筒式三种类型。

a. 太阳桨：由单块或几块小型太阳电池板组成的展开式太阳阵，展开后形成桨式结构。它是展开式太阳阵的初级形式。它多用于早期小卫星，除星体表面敷设太阳电池外，还设 2～6 个太阳桨，从而增大了太阳阵面积。太阳桨不对日定向，比功率仍很底，约为 3～4W/kg，14～28W/m²。输出功率小于 100W。

b. 太阳翼：由多块太阳电池板或大面积柔性太阳阵所组或的展开式太阳阵，展开后，各太阳电池板均在同一平面，形成大面积翼状部件。太阳翼展开后其面积可比航天器表面积大数倍至十几倍，从面提高了太阳阵的输出功率。如美国天空实验室装有 6 个太阳翼，其总面积达 266m²，输出功率达 22kW。

由于太阳电池的输出功率与太阳入射角有关，当阳光垂直照射时，输出功率是大，为提高电池的发电效率，多数太阳翼设有对日定向机构，使航天器在飞行过程中太阳阵始终对着太阳，将太阳入射角维持在是小范围内，设有对日定向机构的太阳阵称定向太阳阵。定向太阳翼是展开式太阳阵的高级形式，太阳电池的发电能力可比体装式大 3～4 倍，太阳阵比功率可达 70～110W/m²。

太阳翼的缺点是展开机构的可靠性差，几次出现因某些故障使太阳翼不能展开，导致航天器发射失败、或只能部分展开，使太阳阵输出功率下降。但尽管如此，由于它能提供 1kW 以上的功率，许多航天器仍采用，目前应用数量仅少于圆筒形体装式太阳阵，约占发射航天器总数的 20%。

c. 套筒式太阳阵，它是圆筒形体装式太阳阵的发展，为改进筒式太阳阵输出功率低于 1kW 面采取的措施。其方式是由两个筒式太阳阵组成，发射时将大筒套在小筒外面，以减小航天器在运载工具的安装空间、入轨后由伸展机构把小筒伸出大筒，它的展开机构比太阳翼简单得多，从面提高了可靠性，可用于功率在 1kW 以上的航天器。

9.4 镉镉蓄电池组和氢镉蓄电池组

镉镍蓄电池组或氢镍蓄电池组是太阳电池阵/蓄电池组电源系统的贮能子系统，航天器在临射前，主动段和星蚀期运行时，均由它负责供电，同时还承担大功率峰值负载和火工装置点火的供电任务。当航天器在环绕地球飞行过程中，阴影区（即星蚀期）太阳阵不能

发电，需由蓄电池组供电，当进入光照区时太阳阵发电，再给蓄电池组充电，因此每进入一次阴影区便进行一次蓄电池组的充放电循环，充放电循环次数多是贮能子系统的主要特点，如低轨道航天器，在三年飞行中可达16000次，镉镍蓄电池组一直是太阳电池阵/蓄电池组电源系统的贮能装置，近年来发展的氢镍蓄电池组有逐步取代镉镍蓄电池组的趋势。在研制中的贮能装置尚有再生式氢氧燃料电池组、钠硫电池和惯性轮等，但尚未在空间应用。

9.4.1 镉镍蓄电池

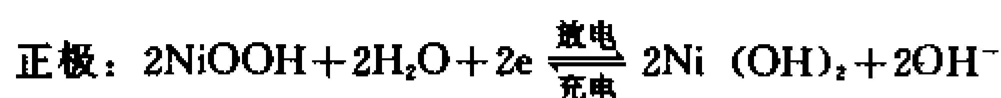
9.4.1.1 镉镍蓄电池的组成

空间用的镉镍电池均为全密封烧结式蓄电池。它的正负极片都以烧结的多孔镍基极为骨架，正极浸渍氢氧化亚镍，负极浸渍氢氧化镉，以卡普伦布或维尼伦布作隔膜材料，比重为1.40的氢氧化钾水溶液为电解质，用镀镍的不锈钢作外壳，极柱与壳体间用陶瓷烧结密封，密封性高，泄漏率应小于1.33×10^{-6}Pa.l/s。

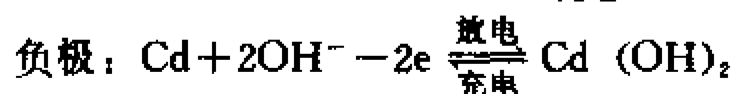
9.4.1.2 镉镍蓄电池的性能

a. 电化学反应及电动势

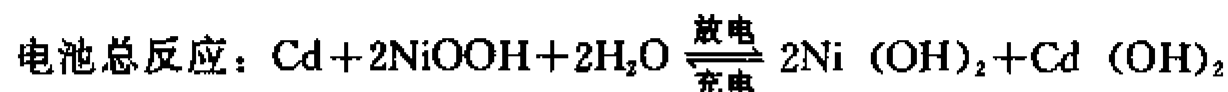
该电池的充放电反应为：



正极：$2NiOOH+2H_2O+2e \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2+2OH^-$



负极：$Cd+2OH^- -2e \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} Cd(OH)_2$



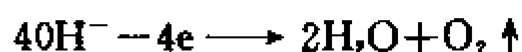
电池总反应：$Cd+2NiOOH+2H_2O \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2+Cd(OH)_2$

电池在充电过程中生成水，而在放电过程中消耗水，因此电池中的电解液量不宜太少。该电池的标准电动势为1.33V。

b. 充放电特性

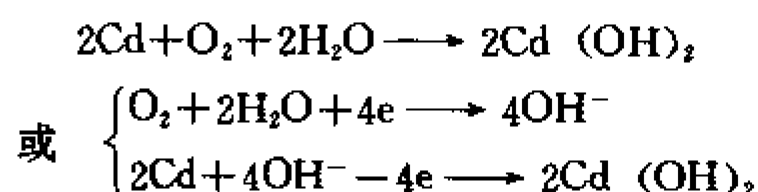
电池的充、放电曲线见图9-6。图中曲线1为充电电压曲线，初期缓慢上升至1.4～1.5V，并可稳定较长时间。在充电末期，充电电压急剧增至1.60V以上。但如果在充电后期减小充电电流，则充电电压不会急剧增加，因为该电池具有一定的耐过充能力，其原理为：

过充时，正极的活性物质〔Ni (OH)$_2$〕已全部氧化成NiOOH，从而析出氧气：



$$4OH^- -4e \longrightarrow 2H_2O+O_2\uparrow$$

而由于负极的活性物质——镉过量，它可以由下列的化学反应或电化学反应吸收扩散到电极表面的氧气：



$$2Cd+O_2+2H_2O \longrightarrow 2Cd(OH)_2$$

$$或 \begin{cases} O_2+2H_2O+4e \longrightarrow 4OH^- \\ 2Cd+4OH^- -4e \longrightarrow 2Cd(OH)_2 \end{cases}$$

生成的Cd (OH)$_2$在充电过程中又可还原成镉，继续消耗氧气，有了上述“镉-氧循环”，使电池在充电后期不会因气体积累而破裂，创造了可以全密封的条件。为此，在电池制备时负极容量必须超过正极容量，一般将负极容量与正极容量之比控制在1.3～2的范围

内。

图中曲线 2 是它的放电电压曲线，该电池的内阻很小，放电电压比较平稳，平均放电电压为 1.20～1.25V。在放电末期，由于活性物质已大部分转化成放电态，内阻增大，放电电压明显下降，放电的终止电压视放电速率的不同而不同，一般为 1.0～1.1V。

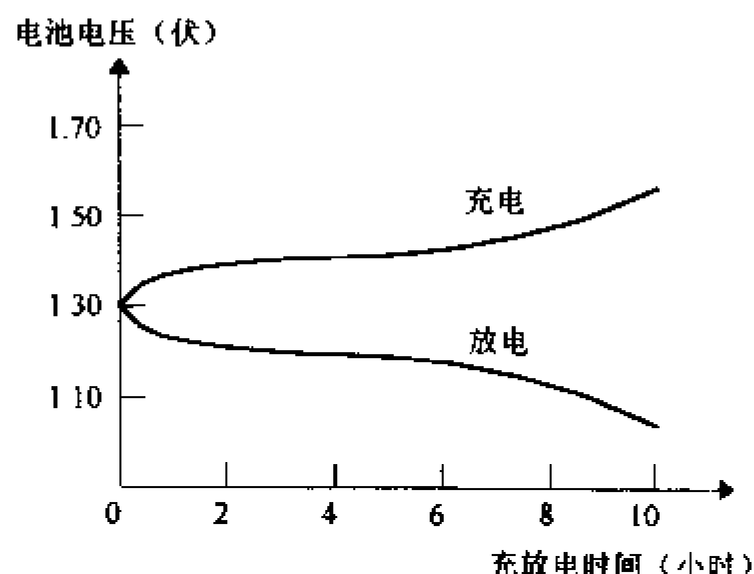


图 9-6 镉镍蓄电池充放电曲线

在多个单体电池串联的电池组中，若各单体容量不均衡，当电池组继续放电时，容量偏低的单体便会出现过放电，见图 9-7。在图中的 AB 段指此时正极容量已耗尽，负极容量尚有，此时电池放电电压为 0～－0.4V，并析出氧气。

负极：$C_d+2OH^- -2e \longrightarrow Ca\ (OH)_2$

正极：$2H^+ +2e \longrightarrow H_2\uparrow$

若继续强迫放电，则负极容量亦耗尽，电压很快下跌至－1.52～－1.6V，此时负极析出氧气，正极板出氢气。

负极：$4OH^- -4e \longrightarrow 2H_2O+O_2\uparrow$

由于气体的析出，电池鼓胀破裂，导致永久性失效。因此镉镍电池严格禁止过放电。

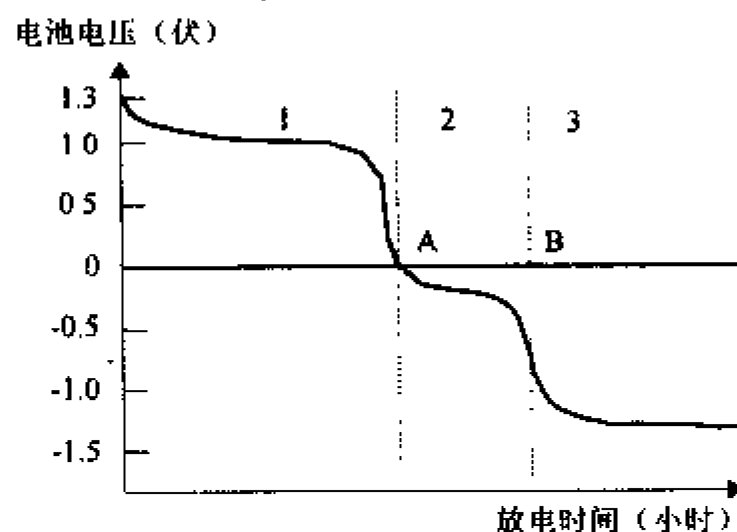


图 9-7 镉镍电池过放电曲线

1. 放电；

2. 正极容量已耗尽的强迫放电；

3. 正、负极容量均耗尽的强迫放电。

c. 比能量

电池的比能量与容量有关，35～45Ah 容量的空间用镉镍电池，其比能量为 40～42Wh/kg。采用碳纤维复合材料作电池壳体的超轻电池，其比能量可提高 20%左右。

d. 自放电

充电后的镉镍电池存在较严重的自放电，这是 NiO_2 和吸附态氧的不稳定性造成的。电池充电后在室温贮存 72 小时，其容量损失约 18%，因此该电池在空间应用时，充电后若不立即放电，要用小电流连续充电（称涓流充电），以弥补自放电的容量损失。

e. 充放电循环寿命

镉镍电池具有较长的充放电循环寿命，但电池的循环寿命与下列因素有关：

· 工作温度：电池的最佳工作温度为10～25℃，但长期在较高温度下工作会加速隔膜降解，引起电池内部短路，因此空间应用的镉镍电池均严格控制在0～15℃的温度范围内。

· 放电深度：放电深度指电池的放电容量占额定容量的百分比。镉镍电池的循环寿命随放电深度的增加急剧下降，见图9-8。低轨道航天器，要求电池的循环寿命长，故放电深度取20%～30%，对地球同步轨道卫星，要求电池的循环次数少，可加大放电深度，一般取55%～60%。

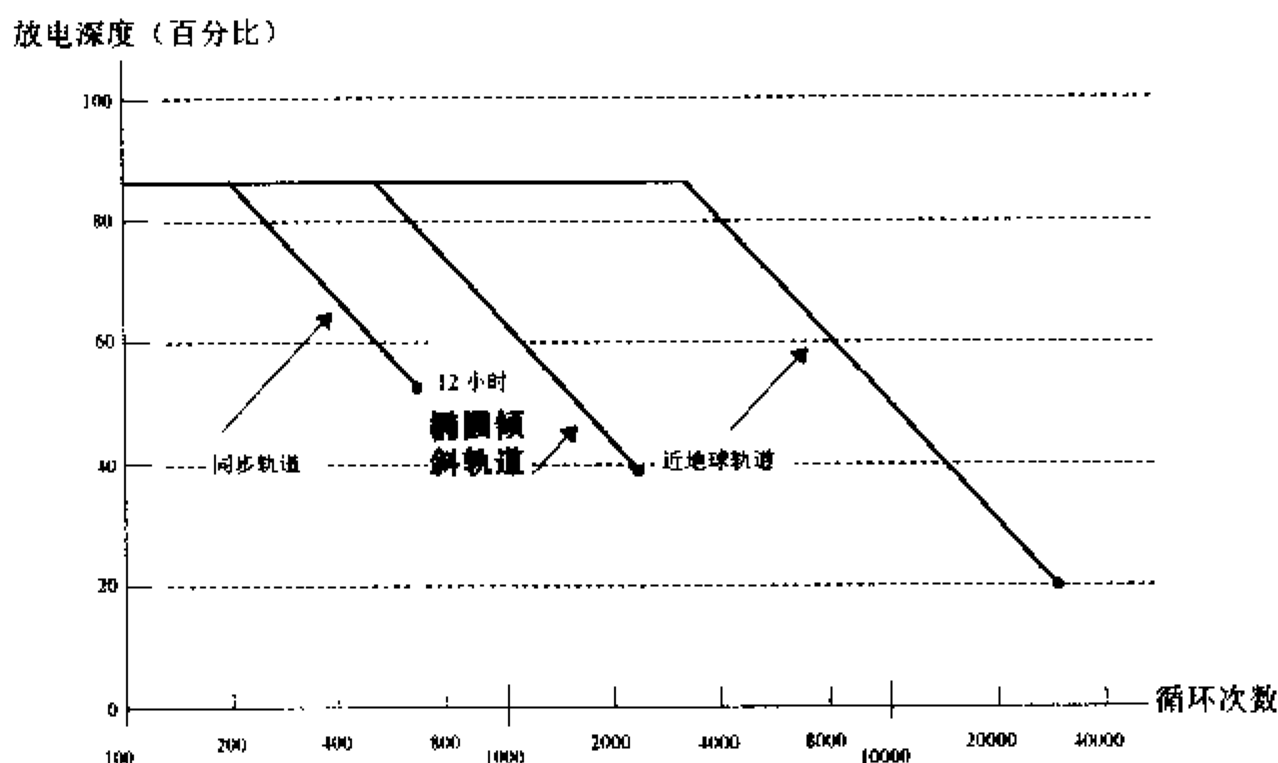


图9-8 镉镍电池组放电深度与循环极限

· 充放电控制：为延长电池的循环寿命，应对电池进行严格的充、放电控制，防止过充电、过放电和欠充电。大电流过充电、过放电都会导致电池失效，而欠充电则会导致电池容量累积亏损，增加放电深度。

· 记忆效应：电池经长期浅充、放电循环后，再进行深充放电时，出现容量损失和工作电压下降的现象，称记忆效应。为克服电池的记忆效应，可对电池定期进行深充、放电循环，以恢复电池的性能，这种措施称蓄电池的再调整。

因此，为提高电池的循环寿命，应对电池的工作温度、放电深度、充放电制度进行严格的控制，并采用蓄电池再调整技术，克服电池的记忆效应。

9.4.2 镉镍蓄电池组

9.4.2.1 电池组的电设计

电池组由多个相同容量的单体电池串联组成，电池组的电设计包括电池容量和单体电池串联数量的计算等内容。若电池组直接与电源母线相连，则电池组设计受母线电压所制约电池容量可由式（9-19）计算

$$C = P_{BL} \cdot t / V_{Bus\cdot\min} \cdot D_{\max} \tag{9-19}$$

C ——电池容量（Ah）；

P_{BL} —— 电池组最大负载功率（W）；

t —— 电池组放电时间（h）；

$V_{Bus\text{-}min}$ —— 最低母线电压（V）；

D_{max} —— 允许的最大放电深度。

单体电池的串联数量由最低母线电压，充电电压，单体电池的最低放电电压，最高充电电压及充放电路压降等因素确定，电池的最小串联数 n_{min} 由（9-20）式计算

$$n_{min} = \frac{V_{Busmin} + \triangle V_D}{V_{cell.min}} \tag{9-20}$$

允许电池的最大串联数（n_{max}）由式 9-21 计算

$$n_{max} = \frac{V_c - \triangle V_c}{V_{cell.max}} \tag{9-21}$$

式中：$\triangle V_D$ —— 放电电路的总压降（包括放电控制电路压降和线缆压降）（V）；

V_c —— 太阳阵提供的充电电压（V）；

$\triangle V_c$ —— 充电电路的总压降（包括充电控制电路压降和线缆压降）（V）；

$V_{cellmin}$ —— 在寿命末期，单体电池的最低放电电压（V）；

$V_{cell.max}$ —— 单体电池的最高充电电压（V）。

为提高电池组的可靠度，应采取冗余设计、为减少质量，近期航天器设计多不采用整组电池备份，而采用单体电池备份，n_{max} 与 n_{min} 之差即允许的备份单体数，一般为 1～2 只。单体电池的失效模式有开路失效、短路失效和性能衰减等三种模式，为防止单体开路失效时造成电池组供电中断，每个单体的正、负极柱间需并联二极管旁路网络。当电池开路时，由二极管提供充电旁路和放电旁路。

9.4.2.2 电池组的热设计

镉镍电池在充、放电时还伴随着吸热或放热过程。从该电池反应的热力学计算并通过实验验证，电池反应的热焓变化（△H）为－33.0 千卡/克当量。即：它在放电时，若输出 96500 库仑电量，同时析出 33 千卡热量。在充电时则相反，若充入 96500 库仑电量，同时吸收 33 千卡热量，由此可以得出该电池在充电时为吸热过程，在放电或过充电时为放热过程。既然电池组在工作过程伴随着上述热效应，同时又要将电池组温度维持在 0～15℃ 范围内，若电池组由二个或二个以上组件组成，各组件间温差应不大于 3～5℃，同一组件内各单体电池的温差应不大于 2～3℃，电池组必需有良好的热设计才能达到此要求。常用的措施是：各单体电池间需安装“T”形导热板，将电池所产生的热量通过导热板和航天器舱壁向宇宙深空辐射散热。当电池组温度低于预定温度时，用电加热器给电池加热，电加热器的工作通过电池组温度进行自动控制。各组件间还敷设热管，通过热管导热使各组件的温度均衡。

9.4.2.3 电池组的结构设计

电池组的结构设计应满足下列要求

• 具有一定的机械性能，整体结构牢固，以满足地面运输环境试验及航天器力学环境试验要求。同时还需满足总体的外形尺寸和安装尺寸要求。

· 满足电设计要求，如各单体电池间电连接，各单体电池与电池组结构的电绝缘，电连接器安装，温度传感器及二极管旁路网络的安装等等。

· 热设计要求。如电加热器的安装，导热板的安装及散热面的安装平面度要求等等。

先进的电池组结构采用框架式，见图9-9。它用端板和连接杆将单体电池和导热板紧固成一整体，对质量较大的电池组，中间还可插入中端板加固。各导热板用压条与星体结构连接，以减少散热面的传导热阻。为减小质量，端板采用碳纤维材料，连接杆采用空心钛合金棒。一般结构部分质量（包括导热板、加热片、线缆、电连接器、旁路二极管及温度传感器的质量）约占电池组总质量的11.7%～22.9%。

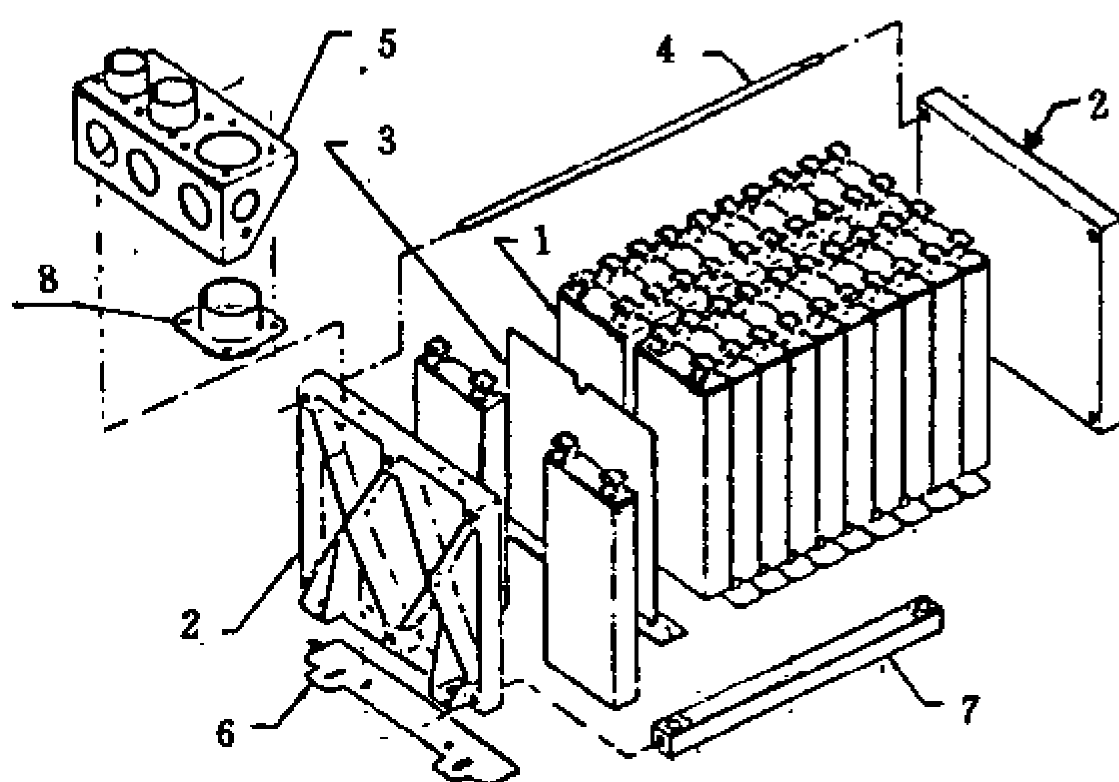


图9-9 镉镍电池组装配图

1. 单体电池；2. 端板；3. "T"形导热板；4. 连接杆；
5. 电连接器安装板；6. 电池组安装板；7. 压条；8. 电连接器

9.4.3 氢镍蓄电池

氢镍蓄电池利用镉镍蓄电池的镍电极作正极，氢氧燃料电池的氢电极作负极组合而成。按电池内氢气的压力分类有高压氢镍电池与低压氢镍电池两类。前者电池内压可达3～5MPa，后者因在电池内放量贮氢材料$LaNi_5$，电池充电时析出的氢气被贮氢材料吸收形成$LaNi_5H_x$，使电池内压保持在1MPa以下。此外还可按电池结构来分，则有独立压力容器氢镍电池与公用压力容器氢镍电池两类。前者为每个单体电池都有一个耐压的电池外壳，后者则在一个压力容器中串联几节单体电池，它的体积比能量和重量比能量均高于前者。但目前低压氢镍电池和公用压力容器氢镍电池尚属研制阶段，已在空间应用的均属高压、独立压力容器的氢镍电池。

9.4.3.1 氢镍电池的设计

电池的正极由烧结式镍基板，电解浸渍或脉冲电流浸渍 $Ni(OH)_2$ 制成，负极由活性碳作载体的铂催化剂制成。用尼龙毡、石棉膜或聚砜浸渍的氧化锆布作隔膜，电解液为氢氧化钾水溶液。

耐压容器是氢镍电池的主要部件之一，要求重量轻，耐碱蚀，抗氢脆，耐高压和密封性好。一般采用因康镍 718（Inconel 718）高温耐碱钢成钛合金作外壳材料。

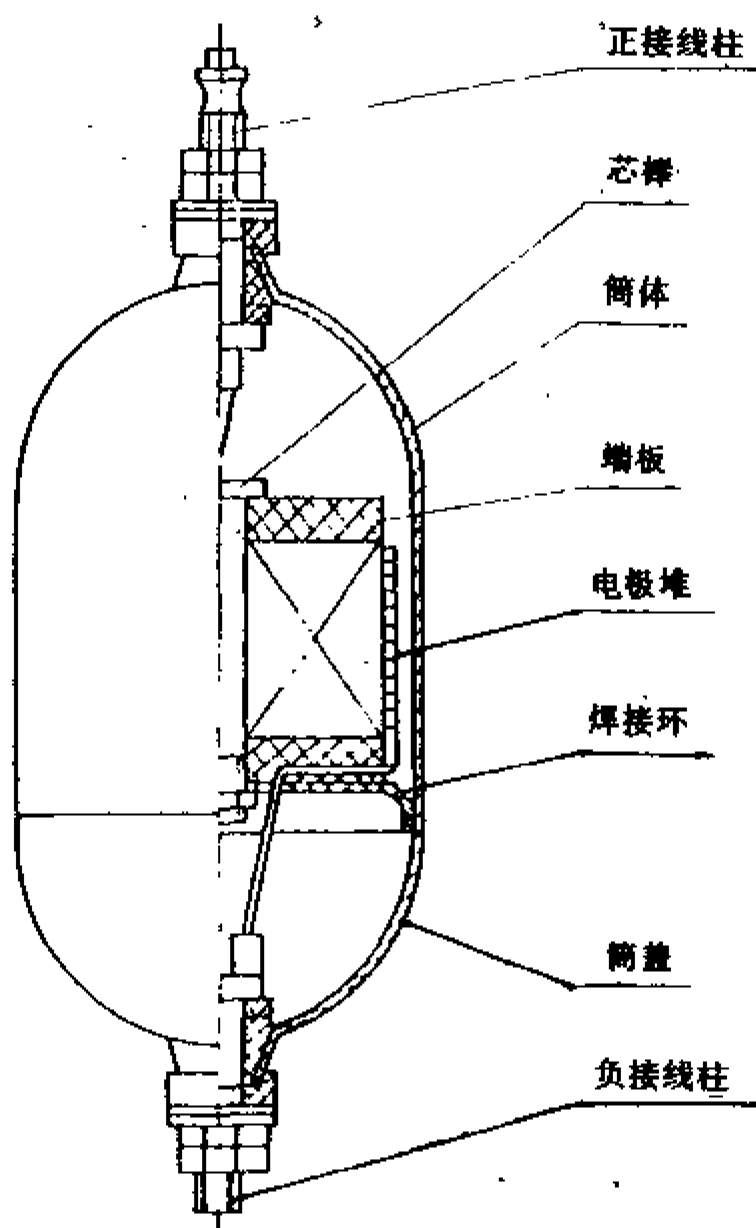


图 9-10 氢镍蓄电池结构示意图

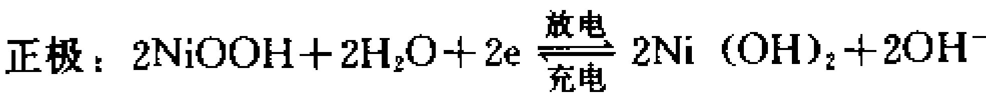
氢镍电池常设计成两端为半球形的圆柱体。见图 9-10 电池的极组在中间，由焊接环与壳体连接，电池的正、负极柱及充气管在电池的两端引出。在电池容积中，极组部分仅占 1/3，其余部分用于盛高压氢气。

电池的热设计和隔膜的选择是长寿命氢镍电池的设计关键，若设计合理可减少电池内部的温度梯度、确保电解液均匀分布、提高电池工作的稳定性，延长充放电循环寿命。

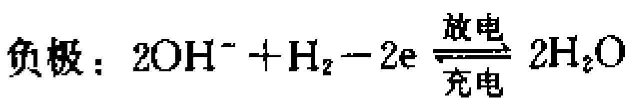
9.4.3.2 氢镍电池的性能

a. 电化学反应

氢镍电池有较好的耐过充电和过放电能力，但在电池设计时负极容量应大于正极容量。在正常充放电时，电池反应为：



正极：$2NiOOH+2H_2O+2e \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2+2OH^-$

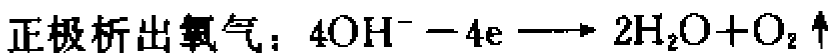


负极：$2OH^-+H_2-2e \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} 2H_2O$



电池反应：$H_2+2NiOOH \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2$

在过充电时：



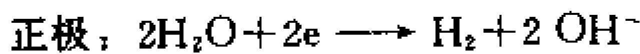
正极析出氧气：$4OH^- - 4e \longrightarrow 2H_2O+O_2\uparrow$



由于负极活性物质——氢气过量，负极反应仍是　$2H_2O+2e \longrightarrow 2OH^-+H_2\uparrow$

电池总反应为：$2H_2O \longrightarrow 2H_2+O_2$即水电解生成氢和氧。在负极铂催化作用下，氢氧又很快化合生成水，使电池内氧的分压力小于1%，故该电池具有耐过充电能力。

在过放电时：



正极：$2H_2O+2e \longrightarrow H_2+2OH^-$



负极：$2OH^-+H_2-2e \longrightarrow 2H_2O$

上述反应表明，过放电时，在正极析出氢气的同时，又有等量的氢气在负极上被氧化，这样电池就有耐过放电能力。

b. 性能

表9-4列出了氢镍电池与镉镍电池的性能比较，它突出的优点是工作寿命和贮存寿命长；重量比能量高，又允许更大的放电深度，在空间应用时，输出同样能量的条件下，可比镉镍电池减少较多的质量；能耐过充电和过放电，对充放电控制的要求可适当放宽，并可将电池内压作为充电状态的指示。其缺点是体积比能量小，电池内部不易散热及自放电率较大。氢镍电池目前多用于地球同步轨道卫星，已有逐步替代镉镍电池的趋势，在低轨道航天器尚未全面推广应用。

表9-4　氢镍电池与镉镍电池性能比较

性　　能	氢　镍　电　池	镉　镍　电　池
工作电压（V）	1.25	1.23
电池内压（MPa）	3～5	0.2
过充电能力	具有散热措施下，能长期过充电	短时间可低速率过充电
过放电能力	可高速率过放电	不能过放电
用电池内压作充电程度的指示	可以	不可以
自放电率	大	中
重量比能量（Wh/kg）	60	40
体积比能量（Wh/L）	49	100
在同步轨道的放电深度	70%～80%	55～60%
工作温度（℃）	0～25	0～15
工作寿命　（年）	>10	5～10

9.5 电源控制设备

太阳电池阵/蓄电池组电源系统的电源控制设备主要有电源功率调节器，太阳阵对日定

向装置，电源控制器和蓄电池组再调整器等设备组成，由它们将太阳阵和蓄电池组连接成一个完整的电源系统，并保证系统持续、正常地运行。

9.5.1 电源功率调节器

太阳电池阵—蓄电池组电源系统采用的电源功率调节器有串联耗散型、串联开关型、耗散型分流、程序线性部分分流和太阳阵开关调节器等五种类型。其中程序线性部分分流和太阳阵开关调节器设计较先进，它可大功率调节太阳阵输出功率，稳定母线电压，而调节器发热量小，适用于大功率的电源系统。

9.5.1.1 *程序线性部份分流调节器*

该调节器要求太阳阵分成若干个独立电路，每个电路需中间抽头，并将抽头点与分流电路相连，抽头点选取应使太阳阵在最高开路电压时，不分流部分的开路电压低于太阳阵工作电压。每个中间抽头的太阳电池电路均设一个分流电路，分流电路的分流驱动信号来自母线电压与基准电压的误差信号，它经线性放大及 3：2 多数表决后输给分流器，分流器则根据分流驱动信号的大小，逐级接通分流电路，并始终有一路处于线性调节状态，其它电路则处于饱和导通或截止状态，见图 9-11。

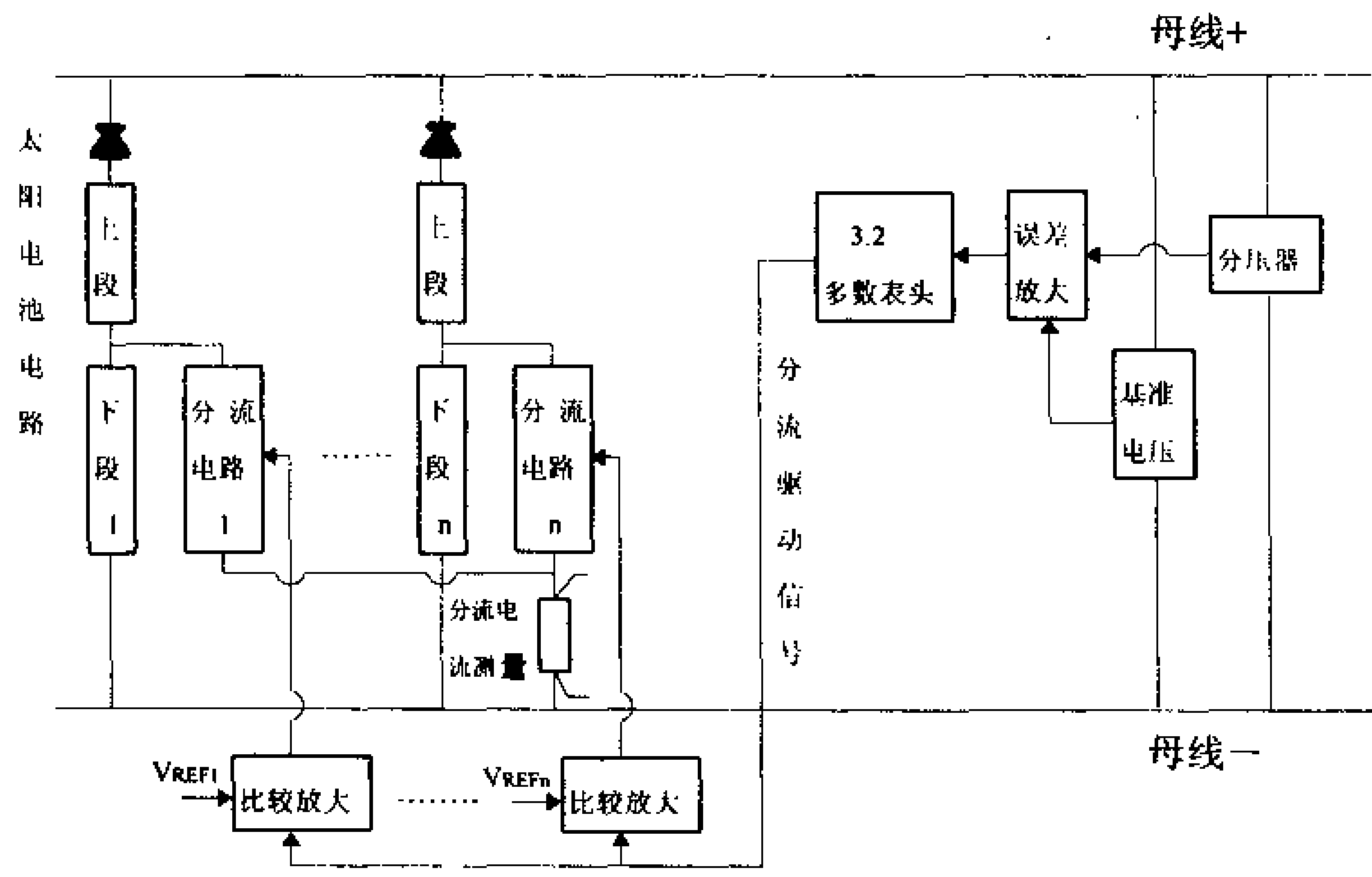
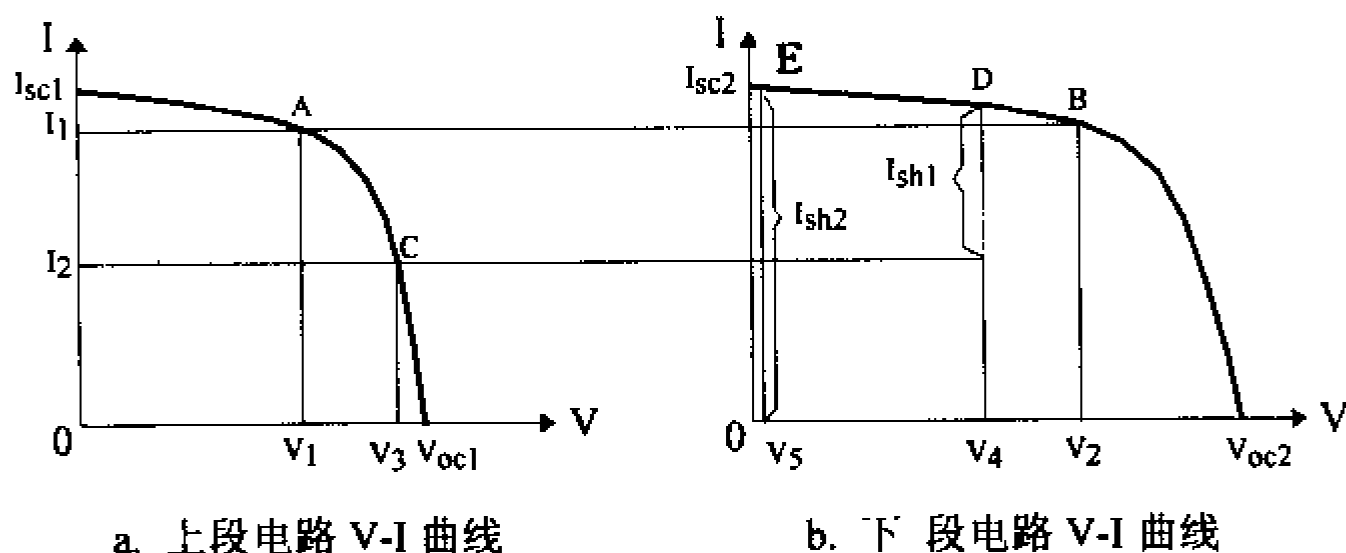


图 9-11 程序线性部分分流调节器框图

其调节原理见图 9-12。图 9-12a 为太阳电池电路的上段（不分流段）的伏安曲线，图 9-12b 为下段（可分流段）的伏安曲线。当调节器工作时，太阳电池电路同时存在下列三种工作状态：

a. 不分流的太阳电池电路工作状态：此时分流电路处于截止状态，分流电流为零。上



a. 上段电路 V-I 曲线　　b. 下 段电路 V-I 曲线

图 9-12　程序线性部分分流调节器的工作特性

段电路工作在 A 点，下段电路工作在 B 点，其工作电流 I_1 全部向母线输出，太阳电池电路的输出电压 V_a 等于太阳阵工作电压(V_S)，见式 (9-22)。

$$V_a = V_1 + V_2 = V_s \tag{9-22}$$

V_a ——不分流太阳电池电路的输出电压 (V)；

V_1 ——上段电路的工作电压 (V)；

V_2 ——下段电路的工作电压 (V)。

b. 线性分流的太阳电池电路工作状态：此时下段电路处于线性分流，工作点在 D 点，下段电路的工作电流一部分 (I_2) 输给母线，而另一部分 (I_{sh1}) 则通过分流电路分流。上段电路的工作点在 C 点，太阳电池电路的输出电压 (V_b) 亦等于太阳阵工作电压 (V_s)，见式 9-23。

$$V_b = V_3 + V_4 = V_s \tag{9-23}$$

V_b ——线性分流太阳电池电路的输出电压 (V)；

V_3 ——上段电路的工作电压 (V)；

V_4 ——下段电路的工作电压 (V)。

在此状态下，该太阳电池电路的发电功率只有一部分输给母线，而另有一部分消耗在分流电路上。

c. 全分流的太阳电池电路工作状态：此时分流电路导通并达到饱和状态，下段电路的工作电流全部流经分流电路 (即 I_{sh2})，其工作点在 E 点，它对应的工作电压 V_5 即分流电路的饱和压降，一般不大于 0.7V。由于下段电路不向母线供电，上段电路开路，工作点在 V_{oc1} (即开路电压点)，全分流太阳电池电路的输出电压 (V_c) 小于太阳阵工作电压 (V_s)。见式 (9-24)。

$$V_c = (V_{oc1} + V_5) < V_s \tag{9-24}$$

此时太阳电池电路不向母线供电，除少量功率 ($I_{sh2} \cdot V_5$) 耗散在分流电路外，其余能量均以热的形式耗散在太阳阵上。

程序线性部分分流调节器的效率高，可调节 95%以上的太阳阵输出功率，太阳阵的剩余功率绝大部分耗散在太阳阵本身，而分流器的发热功率很小。分流器可装在太阳电池板

或连接架上，对星体可减少热负荷，同时也可减少对日定向装置的功率传输负荷，它调节性能好，母线电压平衡，电磁兼容性好，可靠性高，多用于 1～2kW 的电源系统。

9.5.1.2 太阳阵开关调节器

它亦要求太阳阵分成若干个独立电路，每个电路的输出端通过高频大功率开关管再与电源母线相连，各开关管的控制信号亦来自母线电压与基准电压的误差信号，调节器控制电路根据误差信号量的大小，逐一断开各太阳电池电路的输出端，同时控制一个开关处于高频开关状态，通过开关通/断时间的占空比调节，使母线电压稳定在某一范围内，由于采用开关控制，母线电压存在较大的波纹，需设置大容量滤波电路以平滑母线电压，见图 9-13。

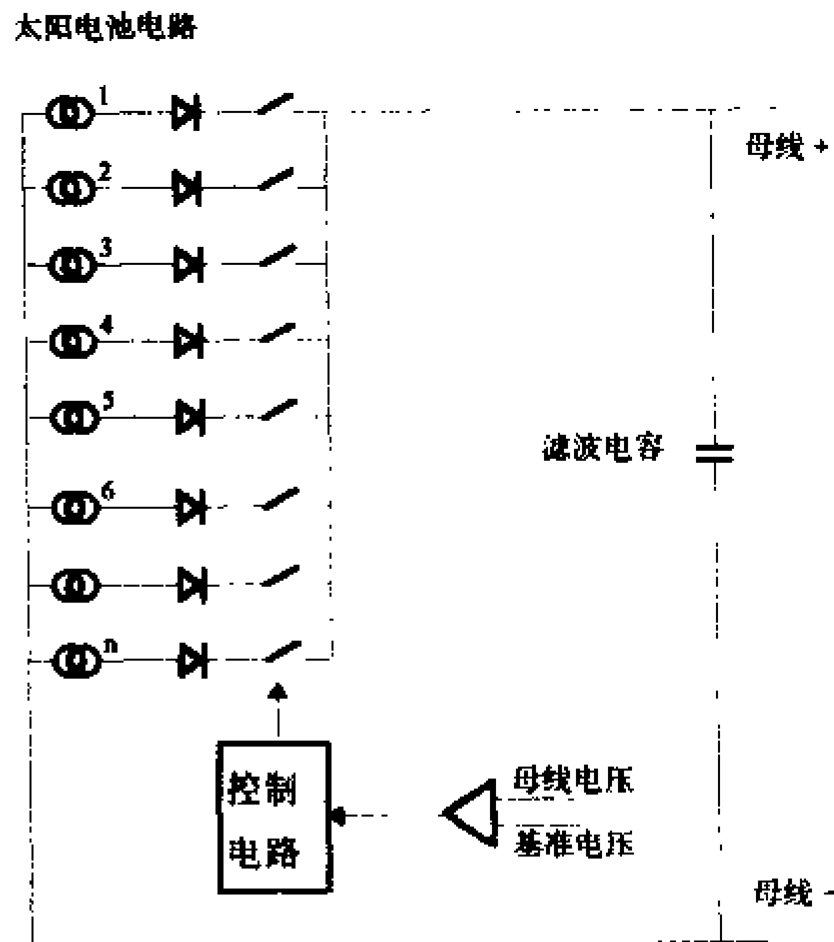


图 9-13 太阳阵开关调节器框图

太阳阵开关调节器将剩余功率全部在太阳阵上以热的形式耗散，调节器的发热功率很小，可适用于大功率的电源系统，也可以将太阳阵开关调节器和程序线性部分分流器联合使用，前者进行粗调，后者进行细调，使母线电压更稳定。

9.5.2 太阳阵对日定向装置

太阳阵对日定向装置由驱动电路和驱动机构两部分组成：

驱动电路根据地面指令和太阳敏感器信号向驱动机构提供步进电机转动的驱动脉冲。每翼太阳阵均装有备份的太阳敏感器，每个太阳敏感器可据供太阳捕获信号和光照角误差信号，驱动电路接受上述信号后，经放大和故障检测，向驱动机构输出驱动脉冲。见图 9-14。

驱动机构由步进电机、滑环和轴承组成。步进电机可正、反两方向旋转，且步距间隔很小，每 9600 步转动一周，即每步仅旋转 0.0375°，这样可提高对日定向精度。滑环有功

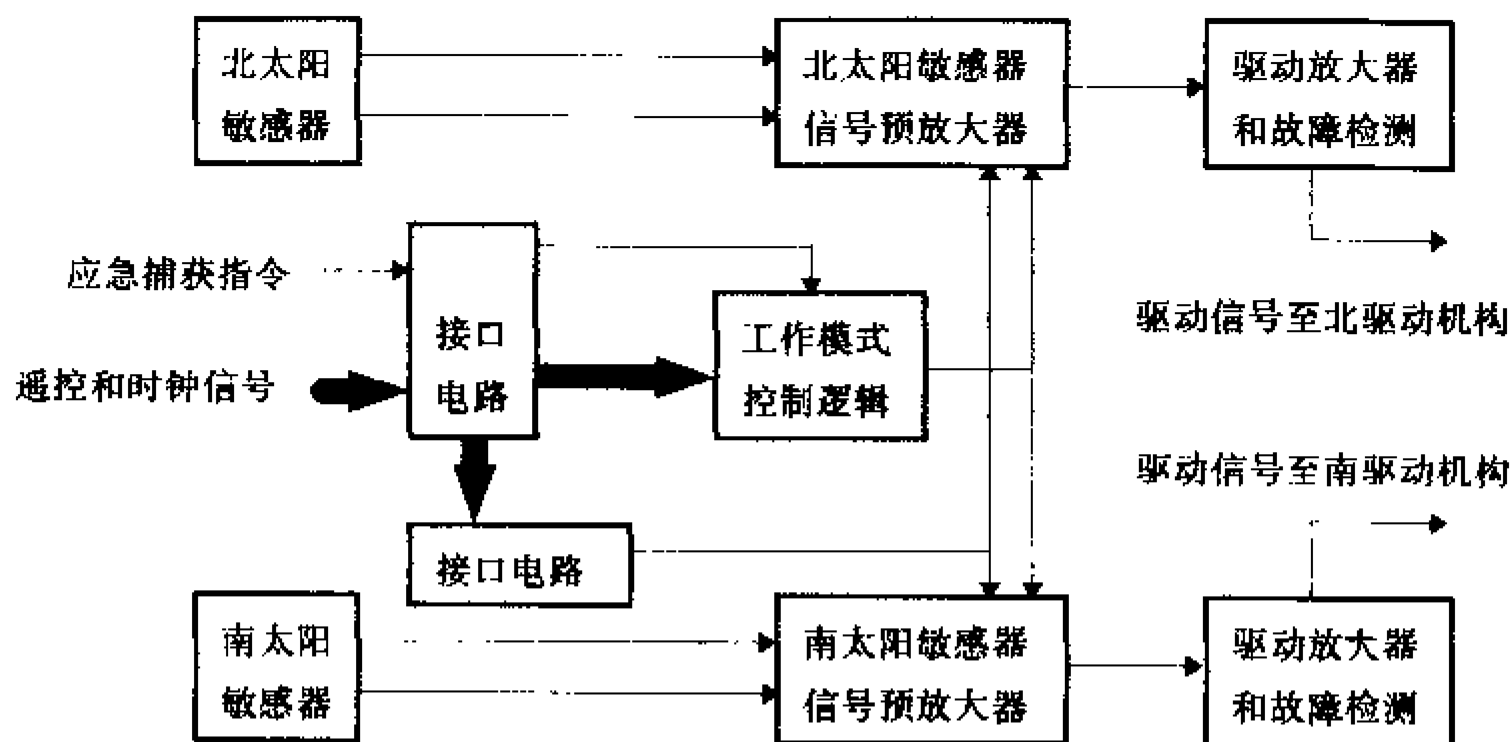


图 9-14　对日定向装置的驱动电路框图

率滑环和信号滑环两种，前者用于传递太阳阵的电功率，后者用于传输各种控制信号和测量信号，对滑环的设计要求是电接触可靠，接触电阻小，电噪声低。如 21A 的功率滑环，接触电阻仅 0.005Ω，信号滑环为 0.1Ω，电噪声为 5mV/A。轴承用于承受整个太阳翼的静载荷与动载荷，要求强度高并在低温、超高真空环境下不冷焊，为此常用干 MoS_2 作润滑剂。

对日定向装置的工作模式有保持、捕获和跟踪三种。保持模式是向驱动电机的定子绕组通电，防止定子及太阳翼转动。该模式用于太阳翼展开前的飞行阶段。捕获模式是当太阳翼展开后，以 10 倍于跟踪模式的速率旋转，可迅速捕获太阳。跟踪模式是将太阳翼以轨道角速度的反方向旋转，使太阳阵始终对着太阳。

9.5.3 电源控制器

电源控制器的主要功能有：蓄电池组的充电控制、蓄电池组放电控制、电源系统的电接口、双母线并联和母线电压平滑等。

9.5.3.1 蓄电池组充电控制

蓄电池组的充电方式有恒流、恒压、分阶段恒流充电等多种。由于蓄电池的充电电压随温度升高而下降，见图 9-15。若用恒压充电时，在充电末期由于温度上升，电池组电压下降使充电电流增大，温度又继续升高，这样充电电流和温度发生一种累积的互相增强的作用，最后导致蓄电池失效，这种现象称热失控。为延长蓄电池组的循环寿命，防止长期过充电、欠充电和热失控，不论采用哪种充电方式均需配以相应的充电控制，常用的充电控制方式有：

a. 利用第三电极控制：为控制蓄电池的充电量，可在蓄电池中插入一个辅助电极（第三电极），由它提供与充电量相关的信号电压，在镉镍电池中的第三电极是氧电极，利用它反映

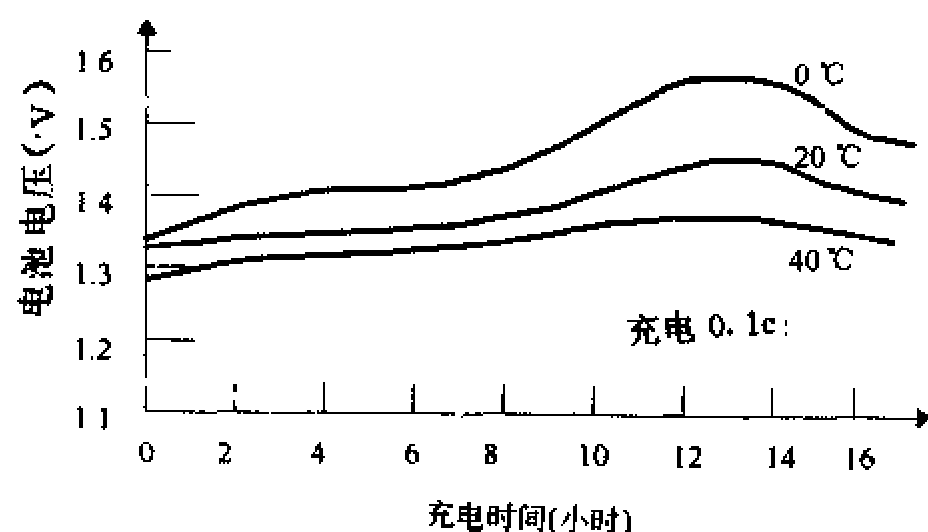


图 9-15　镉镍电池的充电温度与充电电压关系

在充电时电池内氧的分压，在充电末期，正极析出氧，第三电极信号增大，则停止大电流充电转入涓流充电。但第三电极在长期工作中稳定性差，故在长寿命航天器中应用较少。

b. 温度补偿限压充电：因充电电压与温度有关，事先通过实验测出一组"温度—充电终止电压的相关曲线"(称 T—V 曲线)见图 9-16。在充电时，连续测量电池组温度与电压，当电池组电压和温度达到 T—V 曲线的设定值时，即停止大电流充电转涓流充电。

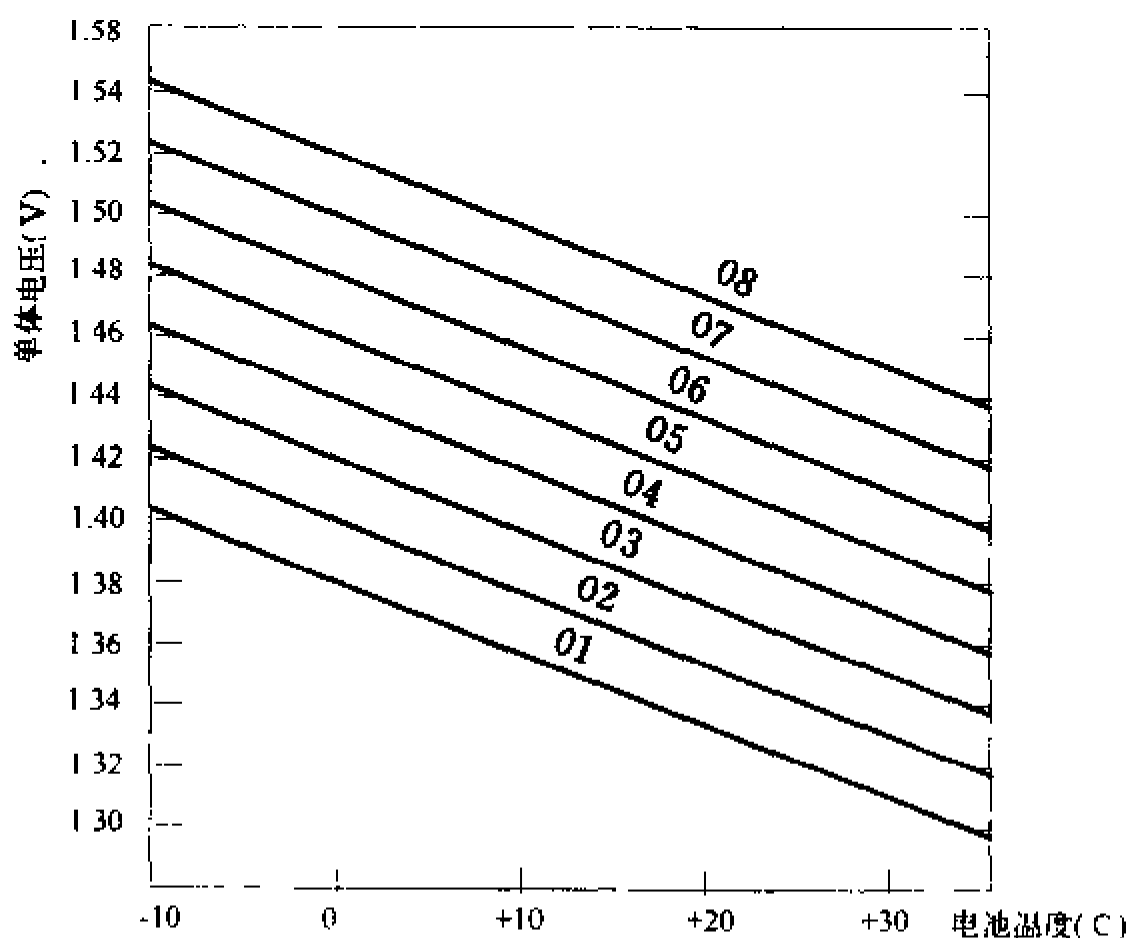


图 9-16　镉镍电池的 *T—V* 曲线

c. 充电系数控制：充电系数指蓄电池的充电容量与放电容量之比，一般为 1.05～1.20。它与蓄电池的循环寿命、充电电流、放电深度及温度有关，亦需事先由试验测定。当采用充电系数控制时，电源控制器需设有库仑计或电子电量计，用于测量电池组历次的充放电容量并进行计算，当充电系数达到预定值时即停止大电流充电。该方法最直接亦最严格。对

于地球同步轨道卫星，由于可全时间跟踪，可由地面台站的计算机根据充放电流的遥测参数进行计算，并按充电系数进行实时控制，电源控制器可省略电量测量手段。

9.5.3.2 蓄电池放电控制

为确保电源系统的不间断供电，通常将蓄电池组通过放电二极管直接与母线连接，见图 9-17。放电二极管的作用是防止在光照期电源母线直接给电池组充电，而由充电控制器给电池组充电，放电二极管采用四边形连接，见图 9-17a，以防止二极管开路失效或短路失效。在航天器地面测试时，为防止母线带电，放电二极管亦可串接继电器，见图 9-17b。该继电器在轨道运行时，还可对短路的放电电路进行切换。由于放电二极管的耗功较大，有的设计给放电二极管旁路一个放电继电器，见图 9-17c。该继电器的通断由放电电流值控制，即当电池组放电电流大于某一设定值时，继电器闭合，电池组直接向母线供电，以减小线路压降，当放电电流小于设定值时，则继电器断开。电池组仍通过放电二极管向母线供电。

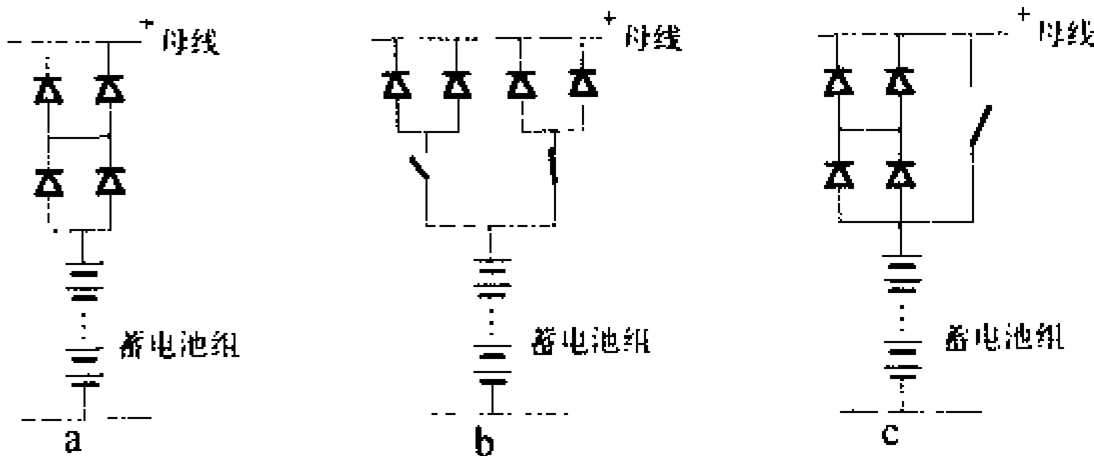


图 9-17 蓄电池组放电控制电路

9.5.3.3 接口电路

a. 与火工装置的接口：电源控制器直接从蓄电池组的输出端提供火工品供电母线，火工装置单独由火工品母线供电，不经电池组放电控制电路及电源母线，以减少火工装置点火时，大电流脉冲对航天器上其它仪器设备的干扰。

b. 与测控系统接口：电源控制器将电源系统的全部遥测参数（电压、电流、状态量、温度等）均应变换成 0～5V 的电压信号，输给遥测匹配器，再由测控系统进行编码、调制、发送给地面。

电源控制器接受测控系统的遥控指令脉冲信号，输给相应的驱动电路，通过驱动电路推动执行元件工作，以完成遥控指令预定的功能。

c. 与地面电源及地面总控设备的接口：电源控制器接受地面电源的供电，必要时该供电接口可设置继电器进行开关控制，或设置隔离二极管，以防止航天器的电池组对地面电源放电，同时向地面电源提供远端调压用取样信号。

电源控制器向地面总控设备提供电源系统的有线测量参数，并接受地面总控设备的有线控制指令，其接口电路与遥测、遥控的接口相似。

9.5.3.4　双母线并联

对双独立母线的电源系统，电源控制器应设两母线并联电路，必要时可将两母线并联以提高可靠性。双母线并联或独立均由地面指令控制。为防止母线并联时，一条母线过载危及另一条母线的正常工作，在母线并联电路中应串接慢熔断丝作过流保护。

9.5.3.5　母线电压平滑组件

太阳电池阵/蓄电池组电源系统在光照期和星蚀期的母线电压有较大变化，为防止在进阴影或出阴影时母线电压跃变速率过大（一般应小于3.5V/ms），电源控制器在正、负母线间需并联大容量电容组作蓄能元件，该电容组还起有低频滤波作用。为防止电容短路导致母线短路，每个电容亦应串接慢熔断丝。

9.5.4　蓄电池组再调整器

为克服蓄电池组记忆效应，可采用深充放电循环予以克服，这一功能便有蓄电池组再调整器完成。实现深放电的方案有下列二种：

a. 整组电池深放电：外设一个放电负载，在全日照期间，电池组通过放电负载放电，同时连续测量各单体电池电压，当某个单体电压低于0.7V时，即停止放电，然后由电源控制器按预定的充电制度充至全容量。该方案放电线路简单，但当各单体容量不均衡时，不能做到全部电池的深放电，若控制不及时，易出现个别电池极性反转（即电池反极）而失效。

b. 每个单体电池深放电：当再调整时，由地面指令将每个单体接入一个0.5～1.0Ω电阻放电，直到单体电压放至0V，然后由电源控制器充至全容量。该方案可实现彻底的深放电，又无电池反极的风险，较为合理。

无论采用哪种方案，再调整器均应设置"禁止接通电路"，防止在主动段飞行时，继电器抖动吸合，使蓄电池通过再调整器放电，航天器入轨后再将"禁止接通电路"断开。

由于再调整所需时间约4～5天，只有地球同步轨道或高轨道卫星，存在长时间连续光照期，才可实施。对中低轨道航天器，由于光照期短，无法进行蓄电池组再调整。

蓄电池组在轨再调整一般仅用于含2组或2组以上电池的电源系统，每组电池轮流再调整，需确保1组电池处于全充电态并与电源母线连接，防止航天器供电中断。

参考文献

〔1〕美兰德.J.J. 等．锌-氧化银电池组．北京：国防工业出版社，1974.

〔2〕钱骥．空间技术基础．北京：科学出版社，1986.

〔3〕苏 A.A. 库兰金等．空间飞行器动力系统．北京：国防工业出版社，1976.

〔4〕美 汉斯.S. 苏申巴赫．太阳电池阵设计手册．北京：宇航出版社，1987.

〔5〕哈尔滨工业大学．天津大学电化学工程教研室．化学电源工艺学．哈尔滨工业大学，1979。

〔6〕Willard. r. scott. Sealed cell Nickel-Cddmium battery application mannal，NASA N80-16095，1979.

第 10 章　测控与通信系统

10.1　概述

测控与通信是航天技术中八大系统之一，即航天器本体，运载器（运载火箭），发射场、落区及着陆场，天地往返运输器（飞船、航天飞机、空天飞机），测控与通信（含控制、指挥），航天员训练，医监、医保和地面应用系统。测控与通信分系统涉及的技术内容和范围比较广泛，包括航天器本体中的测控通信分机和地面大量设备，测控与通信是航天任务的神经系统，要想在本书的一章内全部详细介绍清楚，十分不易。尤其尚要讲清设计方法，更是困难。因此只有采取高度概括的方法将主要轮廓介绍给大家先建立一个整体概念，然后用最有代表性的统一 S 波段（USB）测控系统的设计方法作一个示范，介绍如何设计？读者若对航天测控系统有兴趣可以再去参考其它文献。

测控和通信虽在技术上有相似之处，但目的和采用的方法完全不同，测控（TT&C，Tracking，Telemetry and Command）实际上包括三部分技术内容：跟踪、遥测和命令。跟踪指利用航天器(S/C)上信标机发出的高频谱纯度、高频稳度载波、到达地球上跟踪站后，检测出电磁波来波取向和地面站天线主波束电轴指向角的偏差，伺服系统利用此偏差随时校正，清除此误差，面达到天线主波束实时对准不断运动着的航天器的目的，这谓之角跟踪，利用天线座方位轴（A）和俯仰轴（E）上的光学码盘，可随时给出天线波束的指向角（A,E）。跟踪技术中，尚包括径向速度测量（R），利用 S/C 相对于地球站天线之间的相对运动、信标机的载频中产生出多普勒频移，测出此多普勒频移，即可换算出径向速度 R，再者跟踪中尚包括测距 R，一般是由地球站先发射出一个高频稳度和高频谱纯度的正弦副载波，称为测距测音，发射到 S/C 上后，再转发回来和原来地面发出的侧音比较相位差，即可计算出 S/C 和地球站之间的距离 R。跟踪技术中得出（A,E,R,R,t）即可确定航天器在三维空间中的瞬时位置，对于惯性运动目标，跟踪足够长弧段后，即可预测外推未来轨道。因而跟踪的目的有两个，其一是将地球站的天线波束随时指向运动着的航天器，建立天-地之间的无线通信链路，其二是对动目标作轨道测量。

其次是遥测，随时用传感器测量航天器内部各个工程分系统，如结构、能源、温控、制导、导航、控制、测控和通信分系统本身，航天器的姿态，航天器的外部空间环境和航天器上各种有效载荷（P/L），如：通信转发器，对地，对天观测仪器和各种在空间进行科学实验的科学实验仪器的工作状况（以下简称工况），用无线电技术，将这些参数传到地面站，供地面的科学家和工程技术人员进行分析研究，用来判断 S/C 的工作状况或“健康状况”是否正常。因面遥测是一种用来监督、检查航天器上天后工况的唯一手段，也是判断故障部位、原因的唯一措施。

如果通过遥测参数和轨道参数的研究和分析，发现 S/C 的轨道、姿态，或某个工程分系统，或某个有效载荷工况异常或出现故障，即应判断故障部位和做出决策，向卫星发出有关命令，修正轨道和姿态，调整分系统和有效载荷的运行参数，甚至切换备份或部件。遥

控指令动作的结果，再通过遥测信道传到地面站进行回报证实。因而遥测、遥控两种技术综合起来构成一种保证航天器正常运行，增加可靠性，延长寿命的重要闭环手段。

当代的航天跟踪、遥测和遥控技术和二十多年前的技术不同，采用单一载波，同时完成测角、测距、测速、测姿、遥测、空间环境监测和遥控功能，国际上将宇宙噪声最低的 S 频段（2025～2300MHz）分配给 TT&C 使用，因而称为统一 S 波段测控系统（USB），USB 是有上行、下行两个信道，上、下行载波频率相干，采用固定转发比，上行频率 2025～2110MHz，下行频率 2200～2300MHz，上下行载频转发比为 221/240，上、下行载波都采用残余载波调制体制，即相位调制（PM）方案，数字化后的遥控基带数据先对副载波进行移相键控调制（PSK），测距用的侧音一般为七个，为频谱纯度很高的线状谱，即为正弦波形，如采用顺序判模糊方法，则只需同时发出两个侧音，高侧音和一个低侧音，几个副载波线性相加后，再对上行载波调相，S/C 转发器收到此信号后，经载波锁相解调，恢复出各副载波，其中遥控副载波送给遥控接收机处理，而侧音测距副载波，再转调在下行载波上和遥测副载波一起发回地面，用于比相测距，下行载波中，尚调制有遥测、遥测的基带信号也是数字化的 “1”、“0” 符号序列，先对一个正弦副载波 PSK 调制，再和侧距侧音副载波线性相加后，对下行载波调相，下行载波调制后的残余分量，地球站一方面利用它作为角跟踪信标，同时也用来和地球站发出的载波频率相比较，得出频差，用作双程多普勒测速，因此要求地球站的频率基准，要有很高的频稳度，一般采用频稳度为 $\pm 2\times10^{-13}$ 的原子频标。

按照 CCSDS（国际组织，空间数据系统协商委员会）的规定，距地心 2×10^{6} 公里以内轨道上的航天器都属于近地轨道航天器，除少数大椭圆轨道航天器外，绝大多数航天器的轨道都在距地球表面数千公里之内，以地心作为圆心或作为焦点之一，围绕地球作闭环的惯性轨道运动和地球自转无关，由地球表面上来观察航天器的视运动时，考虑到降轨及升轨段时，则有如一篱笆状（trellis）闭环回线，因而单靠一台具有单站定轨和遥测、遥控功能的跟踪站所能观测到的范围，即覆盖率，是很小的，轨道高度越低则覆盖率越小，因而 80 年代以前世界上各航天国家，要想扩大和航天器的接触时间，或弧段，只有在全球范围内大量布设跟踪站，陆地站够不到的地方尚需建造多艘侧量船或测量飞机来补充。对这些数量众多的陆上跟踪站，海上测量船和测量飞机需要另建造一座卫星运行控制中心（SOCC）来管理和经营，这组设备群统称为陆基测控网，如美国的 STDN（空间跟踪数据网）和 GSFC（戈达德空间飞行中心），其中 SOCC 负责各跟踪站外测（轨道）数据的集中及轨道拟合及改进，并向各跟踪站发布 S/C 未来轨道预报信息，另外也集中各跟踪站收到的遥侧数据，负责处理，分析判断，然后做出决策，产生出遥控指令，命令某适宜跟踪站执行，干预星的工作状态。

80 年代后，因发现陆基测控两对付低高度轨道卫星的测控效率太低，投资巨大，运行管理继持费又高昂，因而都转向部署天基测控网，即跟踪数据中继卫星系统，现只有美国的 TDRSS 布设成功，欧洲航天局 ESA 和日本 NASDA 的跟踪和数据中继卫星系统，正在研制之中，可望在 90 年代后期投入运行。

通信是测控之外的另一个星地数据系统，主要目的用来传输航天器上有效载荷取得的高速率数据，有效载荷可能为通信、广播转发器，对地观测遥感仪器或科学实验仪器所取得的数据，常采用抑制载波调制体制，如基带信号为数字形式，则采用 BPSK/QPSK 调制，

如基带信号为模拟形式，则采用调频（FM）调制体制。

航天器自发射场发射，在轨运行至任务结束的整个生命期中，对测控的要求，可分为三个阶段，要求各有不同，主动段指自发射场运载火箭点火起飞至将航天器送入入轨点为止，这一段航程内，火箭发动机点火工作，力学环境最恶劣，航天器各种有效载荷都尚未工作，因而不存在通信问题，跟踪测轨，即外弹道测量，处于突出位置，各级火箭的点火点及关机点，尤其是最后一级的关机点，对航天器是否入轨，以及入轨后的轨道形状和轨道参数能否满足设计要求都是至关重要的。因此对外测精度的要求比在轨运行段高，因而外测不采用或不依靠统一载波体制，常采用遥测、遥控和外测相互分离的体制，外测多采用多站测距，测速体制以提高精度，遥测为了实时监视恶劣力学环境下，火箭及航天器上各分系统的工况是否正常？现代都采用边取样，边传送的实时传输和连续传输方法，以争取时间，调制体制上采用 IRIG 标准规定的 PCM-FM 体制，主动段的遥控比较简单，因时间很短只飞行半小时左右，来不及对运载器或卫星上分系统采取干预措施，遥控只保留有安全炸毁一条指令，当主动段出现故障或轨道偏离预定弹道的许可管道时，即发出指令，命令运载火箭和卫星都炸毁在安全地带，碎片不要落入城市居民点。

S/C 入轨后，即处于正常运行的在轨运行段，跟踪、遥测和遥控即采用统一 S 波段测控体制，外测仅用于轨道改进，故用单站定轨的 USB 已可满足要求，此时遥测用于监视 S/C 上各分系统工况，90 年代以前仍将继续采用 IRIG 提出的时间简定预分配边取样边传送方法，即 TDM-PCM 方案。21 世纪开始可能会全面采用效率更高、功能更灵活的分包遥测体制，在轨运行段的遥控比主动段复杂，因需调整 S/C 各分系统运行状态和切换有故障分机，21 世纪开始，也将采用分包遥控格式，通信则另采用一个点频。S，X 或 Ku 三种频段，采用什么频段？视要求占用带宽而定。

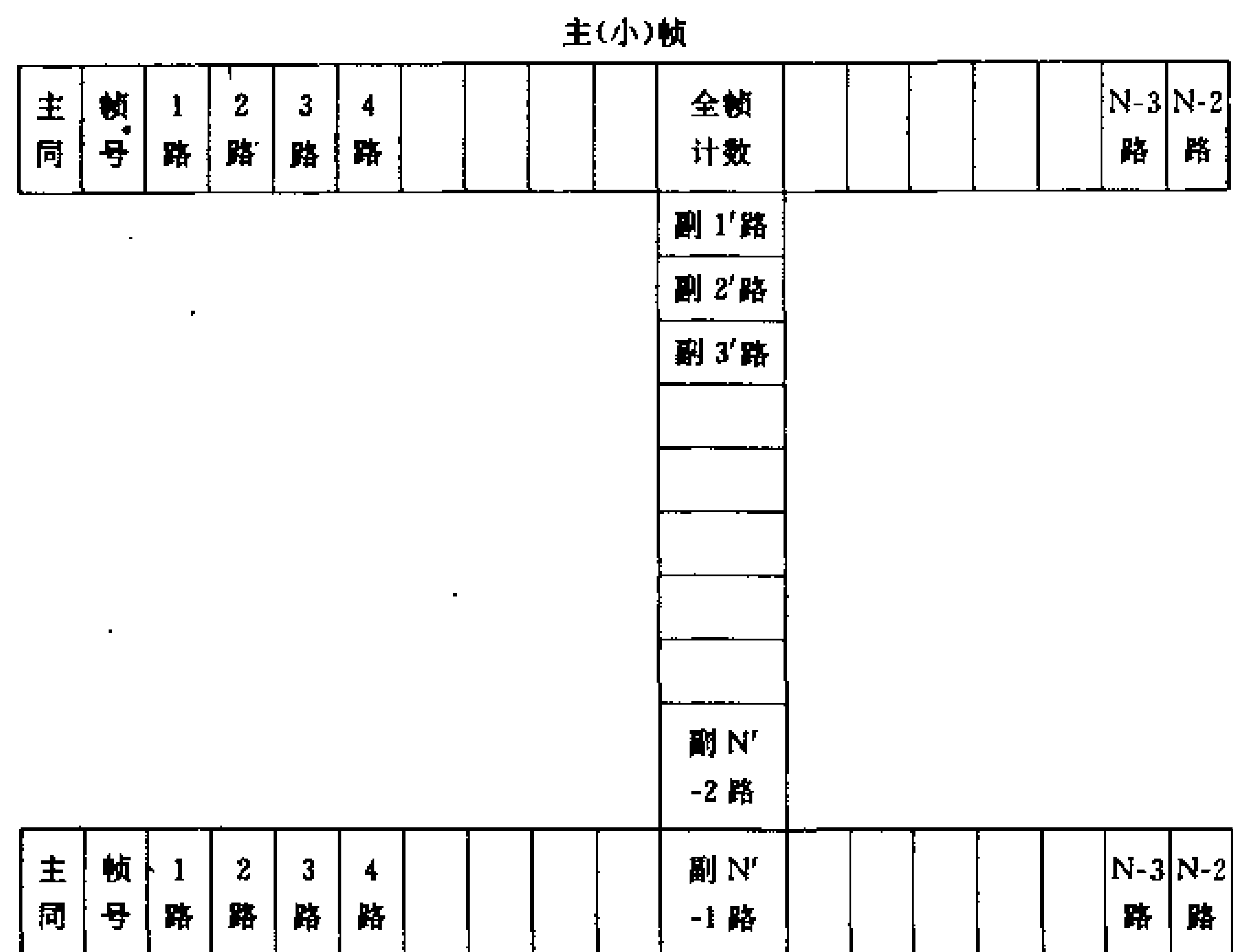
机动变轨段，其中进一步细分可包括调轨，调姿，返回，着陆（只有返回式卫星和载人航天的天地往返运输器有此动作），以及载入航天器的接近、停靠、交会、对接、分离等动作状态，这些动作也有动力作用，但动力较小，也需要 TT&C 提供连续监测，提供实时支持。

10.2 遥测分系统设计

10.2.1 遥测基带信号格式

小型航天器（如我国的自旋稳定通信卫星、气象卫星等），等待传到地面的遥测参数，一般在 200 多路，对更大型的航天器，遥测参数在几千路左右，这些参数的频响，大多数是很窄的，一般为零点几赫兹至数十赫兹，这些众多参数的传输方法，当前为了节约带宽及简化星上设备，都是采用时间划分制的信道预分配传送方式，即 TDM 方式，将频响较快的参数，挑选出来，安排在主帧（又称小帧）结构中，主帧长在 32 路至 128 路之间，每路参数占用一固定时隙，每主帧的开头分出 2～3 路，用作插入唯一性很高的帧同步码，用来标志每一帧的开始，然后用一主交换子按顺序对每路参数循环取样，得出脉幅调制脉冲（PAM），然后，再用一模数变换器（A/D C）变为数字脉冲序列（PCM），对于变化较缓慢的参数，集中起来安排在另一个副交换子之中，称为副帧（或大帧），副帧串接在主帧的一

路中，即主帧循环完一周的后，方对副帧中的一路进位，TDM-PAM-PCM 的帧结构见图 10-1，称为遥测的全帧结构，副帧的长度也是在 32 路及 128 路之间任意选择，副帧同步一般不再采用帧同步码，而插入主帧计数器做同步标志用，主帧每循环一次，即计数累计加 1，主帧同步码一般占用两路字长，如果频响较慢的参数很多，则可以采用好几个副交换子，分别接入主交换子的一路时隙中。



注：最大长副帧 N′不超过 256 字。第一类：字长 4～16b，主帧最大长 512 字、8192 字；第二类：字长 3～6b，主帧最大长≤16384b；全帧长 N×N′字

图 10-1　遥测帧格式结构

注：最大长副帧 N′不超过 256 字

第一类：字长 4～16b，主帧最大长 512 字，8192b

第二类：字长<32b，主帧最大长≤16384b

全帧长 N×N′字

PCM 遥测的码速率（Rb）取决于主帧中变化最快参数的最高频响 f_H (Hz) 和主帧中的路数 n 的多少。为了考虑到遥测参数的频率响应，在高端半功率点频率 f_H 之外不是锐衰减，对 f_H 的每 Hz 应取样五次以上，对每个取样点幅值，用 A/D C 数字化为一个字节（8 码位），因而 PCM 遥测的总码速率为：

$$Rb = 5 \times 8nf_H(b/s) = 40nf_H(b/s) \quad (10\text{-}1)$$

10.2.2　遥测分系统功能框图

测控系统中遥测分系统只有下行，其功能框图见图 10-2。星上部分各传感器的输出信

号送给交换子取样，将本来是时间上连续的电压信号变换成时间上断续的 PAM（脉辐调制）离散信号，然后经 A/D（模/数）变换器，变换成数字信号，加上本来是数字形式的信号和帧同步码，经格式化器编排成遥测帧，然后对副载波调制器进行 PSK 调制，调制后的副载波和测距侧音相加后，对载波进行调相（PM），经上变器及高功率放大器（HPA）放大后，由发射天线辐射到地面测位站，卫星上天线一般为收、收公用，天线方向图必需采用全向天线方向图，这样，即使航天器的姿态失控任意翻转，也能保持正常工作。

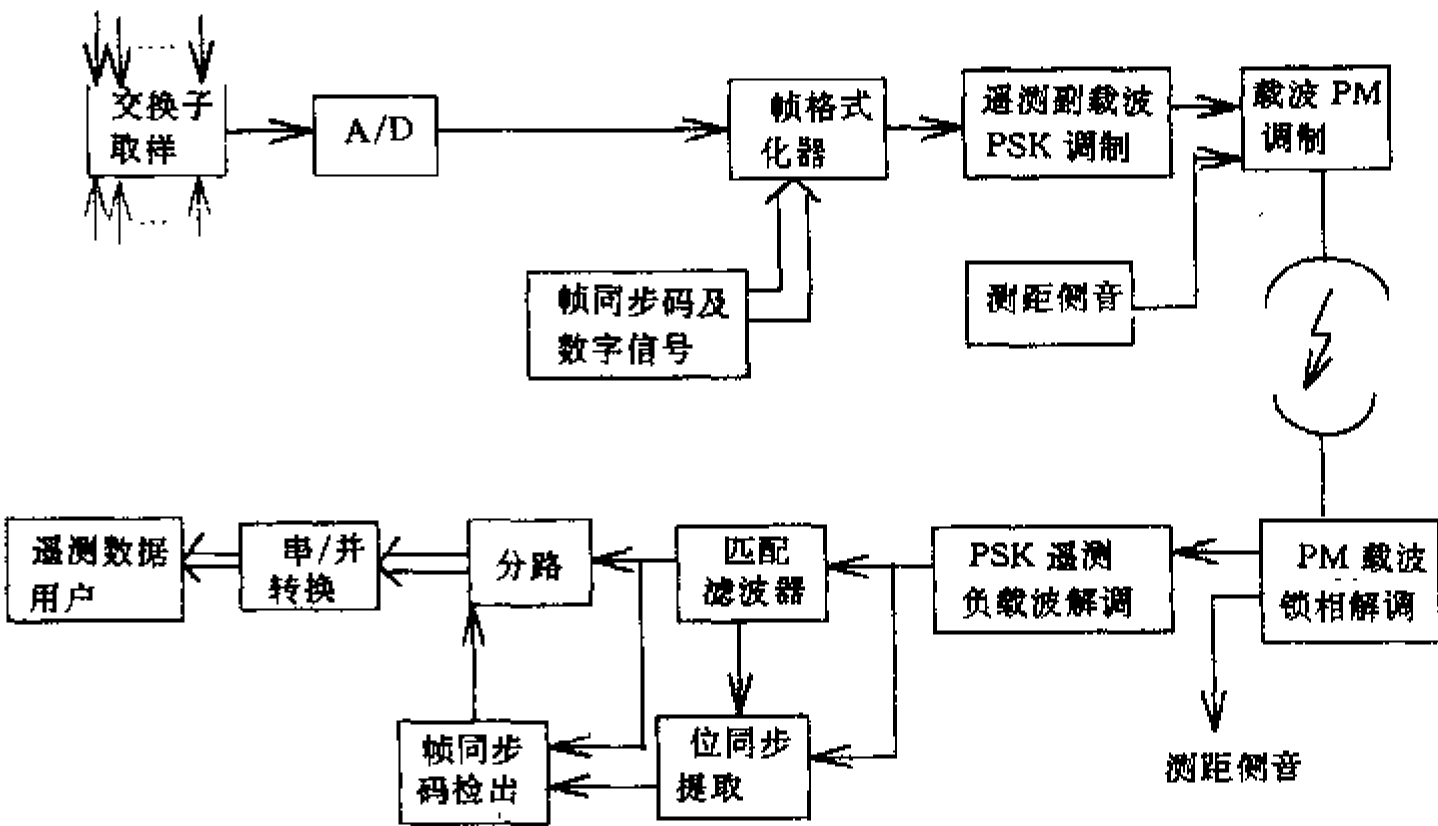


图 10-2 PCM 遥测分系统方框图

地面跟踪站接收到运动航天器发来的 RF 信号后，先用 PLL（锁相）接收机进行调相解调，得出的测距侧音送给测距分机和参考信号进行比相，由相差换算出距离，而残余载波分量，用来和参考频率比较，得出多普勒频率，再用来换算出径向速度，而遥测副载波经平方 PLL 恢复出参考副载波后，和 PSK 调制信号进行相干解调，位同步信号提取，匹配滤波器积分判决后，再提取出帧同步信号。确定每帧的开始，然后，将每路信号分开，进行串并转后，送给用户进行物理量转换，送给用户使用，经分析判决后，再用作产生遥控指令的依据。

通信链路中直接对载波做 PSK/QPSK 调制的信息也用遥测类似的方法接收，解调和处理。

10.2.3 PCM-PSK 要求的信噪比

10.2.3.1 DPSK

遥测参数合路后的 PCM "0"，"1" 符号序列对副载波的相位调制有两种方式，一种叫做差分相干移相键控（DPSK）采用这种调制方式的目的是为了对抗副载波频率恢复环路中，恢复得出来的参考副载波频率相位（0°/180°）之间存在的不确定性，应先将模/数变换

器输出的 NRZ-L（非回零电平）PCM 符号序列，用码型变换器变换成 NRZ-M/NLZ-S（非回零占/非回零空号码），后再对副载波作 PSK 调制，这种调制称为 DPSK，DPSK 调制误码率 Pe（BER）和信噪比的数学关系为：

$$Pe = (1/2)\exp(-Eb/No) \tag{10-2}$$

本文因时间关系，对公式来历不作推导，读者可查阅有关文献，现只把有关参数含义说明如下：

Pe：误码率的定量描述，表达成 10 为底的负方次，如 10^{-x}，对于遥测一般取 $X=4\sim6$ 之间。

Eb：一个码位时间间隔宽 Tb 内的信号能量 $Eb = STb$，其中 S 为信号功率，当负载阻抗归一化为 1Ω 时，$S = A^2/2$，A 为副载波信号峰值（O-P），单位用瓦（W）表示。

No：单边噪声功率谱密度，单位用（瓦）/Hz 表示。

Eb/No 又可写成 $Eb/No = STb/No = S/NoRb = (S/No)$，故 Eb/No 的物理含义为码速率带宽内的信噪比。

式（10-2）容易计算，由它计算出来的值为理论值，未考虑参考副载波相位抖动等引起的匹配滤波器损失，因而实际要求的 Eb/No，比理论值高出 1.5～2.0 dB，DPSK 调制的主要缺点是，解调性能比 PSK 差 1dB，其次当出现码位失误时，差错常成对出现，但因对抗相位模糊的方法比较简单，在当代遥测及其它数传中得到广泛采用。

10.2.3.2 PSK

PSK 称为绝对相干移相键控，主要特点为：对副载波进行移相键控调制的基带信号，即直接采用 NRZ-L 码型，NRZ-L 即是模数变换器的直接输出码型，这种调制方式要求的 Eb/No，在同样 BER 条件下是所有调制解调方式中最低的，是一种理想的接收机，解调性能比 DPSK 高出 1dB，码位出错是成单个出现，和后续码位无关，但要求解调时参考副载波和发方调前副载波同频率，同相位，中间无随机跃变可能性存在，因而提供参考副载波有两种方法：一是由遥测发送方随同 PSK 信号发出一未经调制的参考副载波，这种方法过于复杂和笨拙，一直无人采用，因而长期以来，一直把 PSK 作为一种比较调制效率高低的标准使用，但近年来出现一种改进技术，仍采用 NRZ-L 码型 PCM 序列直接调制副载波，用移相键控方式调制，参考副载波的提取，仍用副载波平方锁相环得出，所出现的相位模糊，靠已知的帧码图形极性来裁决，这种技术已为 CCSDS 规定为空间数据系统中的遥测标准调制体制。

绝对相干 PSK 调制体制的 BER 和信噪比的数学关系为：

$$Pe = \mathrm{BER} = (1/2)\,\mathrm{erfc}\,(\sqrt{Eb/No}) \tag{10-3}$$

其中：erfc（X）为误差补函数；

erfc（X）$=1-$erf（X）；

erf（X）为误差函数：

$$\mathrm{erf}(X) = 2/\sqrt{2}\int_0^x e^{-y^2}\mathrm{d}y \tag{10-4}$$

给出 BER 后，即可求出 PSK 解调要求的 Eb/No 或反之，但不能直接计算，只有用查误差函数表而得出，同理，由式（10-3）求出的 Eb/No，只是理论值，实际值，尚需加上 1.5～2dB 的解调设备损失。

根据 DPSK/PSK 计算出要求的信噪比后，即可代入通信方程，对下行信道进行设计。

10.2.3.3 副载波调制后占用带宽 Bsc (Hz 或 kHz)

基带信号调制副载波后所需的占用带宽，是遥测系统设计中的另一重要指标，当测控系统中存在多个副载频时，Bsc 是防止路间干扰、选择副载波点频的重要因素之一，同时选择 Bsc 的大小，也影响到解调效率。

一般有两种选择 Bsc 的准则：

a）按能包括每码位功率 90%计算时，则取

$$Bsc = 2Rb \tag{10-5}$$

b）按能包括每码位功率 95%计算时，则取

$$Bsc = 4Rb \tag{10-6}$$

10.3 遥控分系统设计

10.3.1 遥控分系统功能方框图

遥控信号的发送和遥测不同，对常规遥测而言，航天器一旦入轨后，即连续地把表征 S/C 内部工作状态的遥测信息发送到地面，面遥控命令信息是断续发送的，一个命令或少数几个命令集合成一组，成组地发送，这些命令执行完成后，再发出另一个或另一批命令，遥控分系统的功能方框图，见图 10-3。

地面站遥控分机中，命令（COMMAND）产生器输出的原始遥控命令规定由 24 比特（b）组或，一个命令可由好几个指令（INSTRUCTION）构成，原始命令经过格式化器和编码器后，变或 96b，称为一个遥控帧，然后对副载进行调制，经遥控数据调制后的副载波和跟踪用的测距侧音相加后，对载波进行调相，然后发送到 S/C 上，卫星收到信号经遥控接收机解调后，将分离出来的测距侧音送给下行信道转发到地面比相测距，遥控副载波信号经解调后，送给遥控验证器，当命令验证正确后，即送给命令分配单元，分配给航天器上的用户执行，如验证不正确，则拒收，地面站需重新发出命令。

10.3.2 遥控数据帧结构

遥控基带信号的帧结构，面保密性较强，各国可能采用差别较大的构造形式，但有一些共同原则，基本上是相同的，今取 ESA 的遥控帧构造为例，遥控帧的组成，见图 10-4。

其中：

地址和同步字，占用 16b，其中 7b 用于识别不同的航天器（地址），余下 9b 用作帧同步。

方式选择占用 4b，用于规定原始命令信息的分配方式，采用四中选二码，共可定义 6 种方式，用于增加接收可靠性。方式选择字需重复一次。

在遥控数据字区域中，将原始 24b 的遥控信息，分成三段，每段 8b，每段再采用（12.8）截短海明分组码方式编码，进行抗差错的信道编码，面遥测常采用卷积码，这是遥测遥控不同之处，编码后的构造为：

B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	P0	P1	P2	P3

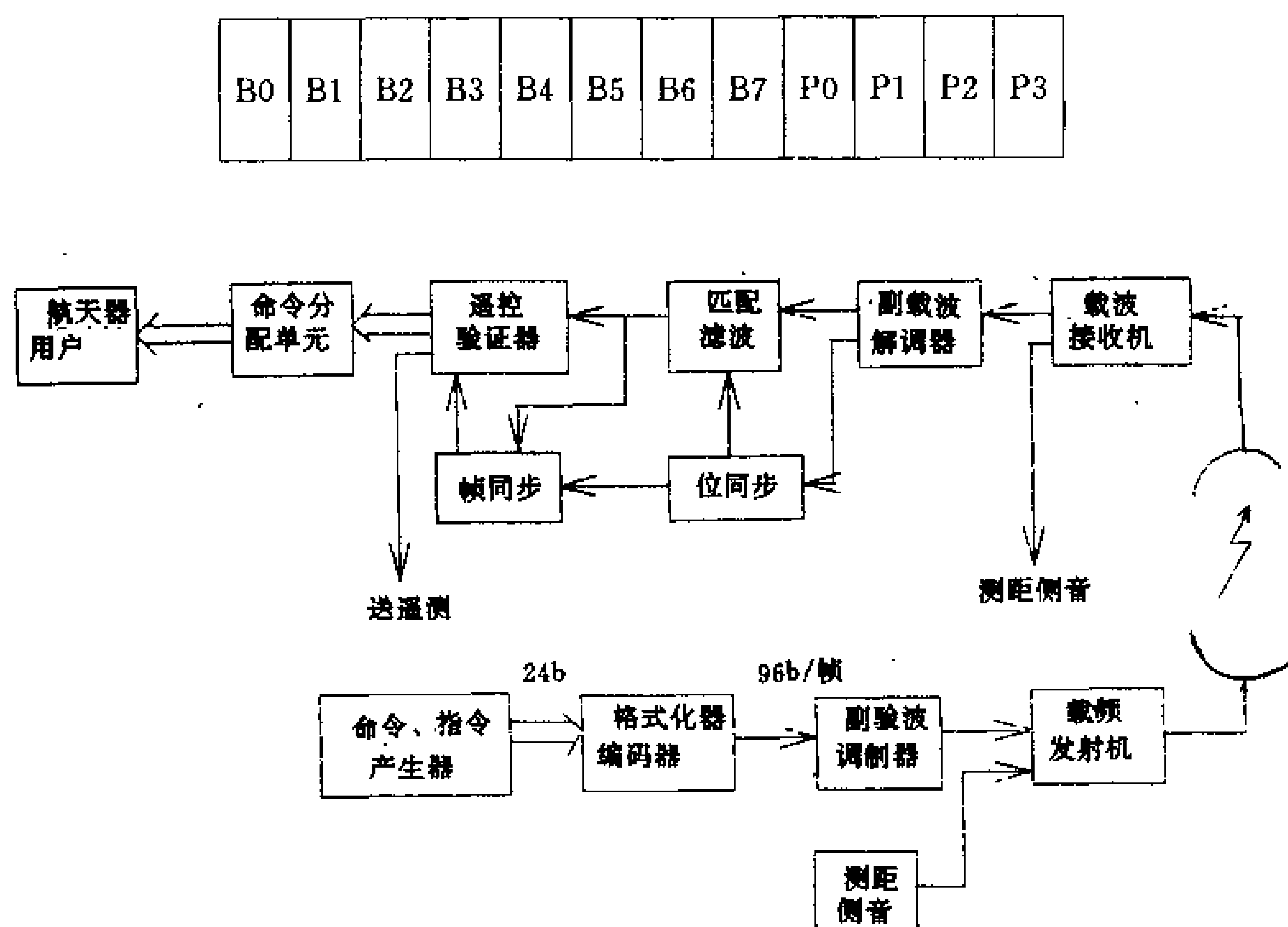
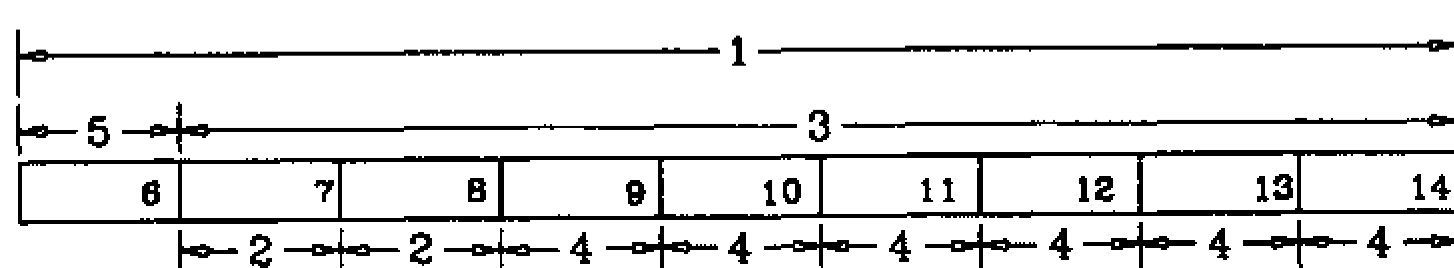


图 10-3　PCM 遥控分系统示意图



1. 96b　2. 4b　3. 80b　4. 12b　5. 16b

6. s/c地址和同步字　7. 方式选择　8. 重复方式选择

9. 第一数据字　10. 重复第一数据字

11. 第二数据字　12. 重复第二数据字

13. 第三数据字　14. 重复第三数据字

图 10-4　ESA 遥控帧结构

其中 B_i 为信息位，P_i 为监督位，这种码的最小码距为三，可检出全部双差错，纠正全部单差错。

24b 的原始命令信息，可代表四类应用状态，第一类：24b 全为命令数据，其通道分配

由方式选择字指定，第二类为S/C上存储器注入命令，此时24b中，前8b代表存储器地址，后16b代表存入数据。第三类为要求具有精确执行时间的命令，此时要求连续发送两个遥控帧、第一个遥控帧传时间，此时，24b中前8b给出注入时间标志的寄存器地址，后面16b代表时间码，第二个遥控帧为待执行命令内容，最后一类，为通/断或开/关式命令，可用24b的不同排列来代表一个通/断命令或几个通/断命令，根据要求的码距大小而定。

也可将多个相关的存贮遥控帧，组成为一个遥控块来发送，遥控数据块的结构见图10-5，遥控块中包括三帧勤务信道，块头占两帧、用于指出块名、功能及存储地址，及块的大小，最后一帧为检查和，数据块中每帧代表一个命令数据，前八码位规定存储地址，后16位为命令内容，8b地址不用进行求和检查，因地址按相加顺序迭增，易于发现错误，检查和只对16b命令内容进行检查计算，按垂直列做偶数监督计算检查。

块中功能	包含帧数	地 址（前8b）	指令(后16b)
块头	1	000(八进制)	识别字(块名，功能，用户地址)
块头	1	001(八进制)	块大小(含块头和检查和)
数据块	由1到153帧(最大值)	*数据地址，由002(八进制)到37b，地址按连续计数递增安排 A A+1 A+2 … A+n	*给出指令数据，只有整个数据块验证正确才送给用户。
检查和	1	A+n+1	计算全16b每纵列检查和

图10-5 遥控数据块构造

当遥控块数据读出来送入副载波调制时，需先变为串行数据流，其格式见图10-6，开始加入16b前导码，前导码的一种形式为前15b为“0”，后1b为“1”，后面插入16b的地址同步字，地址同步字用于识别不同的航天器，占用7b，后面9b为帧同步图形。再后面，即为遥控数据块按帧顺序先后传送。

遥控基带信号的码速率，规定在下列范围内选用：

$$Rb = 4000 \text{b/s}/2n \qquad n=0,1,2,\cdots,9$$

10.3.3 遥控信号的调制及射频

遥控基带数据的调制有两种方法，一是先对副载波调制，再对载波调制，即：

PCM（Tc）—PSK（副载波）—PM/AM（载波）

捕获定时		地址同步字		第1帧														第P帧				
15b “0”序列	1	7b 地址	9b 同步图形	方式	方式	数据1	数据1	数据2	数据2	数据3	数据3	地址与同步字	…	方式	方式	数据1	数据1	数据2	数据2	数据3	数据3	地址同步字
		n=16b																				

图 10-6 遥控数据块传输方式

另一种方法是在副载波和载波中间再加一级中间副载波（70kHz）调制

PCM（Tc） PSK（副载波）—FM（中间副载波）—PM/AM（载波）

但广泛采用者为第一种。

这两种方式中，在第一副载波上，都采用 PSK 调制，因而，遥控基带信号码型应采用 NRE-L 或 SPL（分相—电平码），不能用 NRE-M/S 或 SPM/SPS（分相—占号码/分相—空号码），因后两者会出现或对差错，先后差错码位相关。

如选用 SPL 码型时，规定波形前一半为高电平，后一半变为低电平者为“1”，反之为“0”符号。

副载波频率 fsc 应选择或为遥控数据率 Rb 的整倍数，即 $fsc=(4-64)Rb$

Rb 和 fsc 的频率稳定度容差，限制在标称值的 $\pm 2\times 10^{-5}$ 之内，时钟及 fsc 的频稳度规定为：

长稳 $\pm 5\times 10^{-5}/24$（小时）

短稳 $\pm 1\times 10^{-5}$/秒

遥控基带信号为“1”时和 PSK 正向过零相对应，“0”和负向过零相对应，PSK 切换时，相位跃变点，应限制在正弦副载波过零点 $\pm 10^{\circ}$ 之内。

副载波对载波的调制，现代都趋向于采用 PM 调制，调制后尚保留的残余载波分量，用来作为双程多普勒测速及角跟踪之用。

因遥控传输是采用一种断续运行方式，数据帧长较长，但帧数少，为了协助 S/C 上遥控接收机易于捕获到信号，在用副载波调制载波之前，先发送 500～1000ms 无调载波，让遥控接收机先捕获到载波信号，并达到锁定状态，然后发送用前导码调制的遥控副载波，其方式为采用 0～128b 的“0”、“1”交替码，位同步信号捕获后，星上码位同步器已恢复出时钟节律，即可发出调制后的地址同步字和各遥控帧及结尾标志。

10.3.4 占有带宽

带宽是设计遥控分系统的主要指标之一，对副载波而言，同遥测副载波信号占用带宽相同。

含90%功率时，$Bsc=2Rb$

95%功率时，$Bsc = 4Rb$

对载波而言

90%功率时，$Bc = 2 \times (fsc + Rb)$

95%功率时，$Bc = 2 \times (fsc + 2Rb)$

10.3.5 遥控 SNR 要求及设计

遥控副载波因只能采用绝对相干 PSK 调制，因而，误码率 Pe 应按下式计算：

$$Pe = (1/2)\mathrm{erfc}(\sqrt{Eb/No}$$

用 NRZ-L 码型的基带信号调制副载波 PSK 带来的收方极性模糊，采用地址同步字（ASW）的已知图形来判决。

要求星上译码器输入码速率带宽内信噪比为 $Eb/No \geqslant 16\mathrm{dB}$，此时可保证

Pr（帧拒收概率）$<1\times10\exp(-6)$；

Pe（帧被接收，但含有少数码位差错）$<1\times10\exp(-8)$；

要求无信号时，产生假命令概率<1 次/2 年。

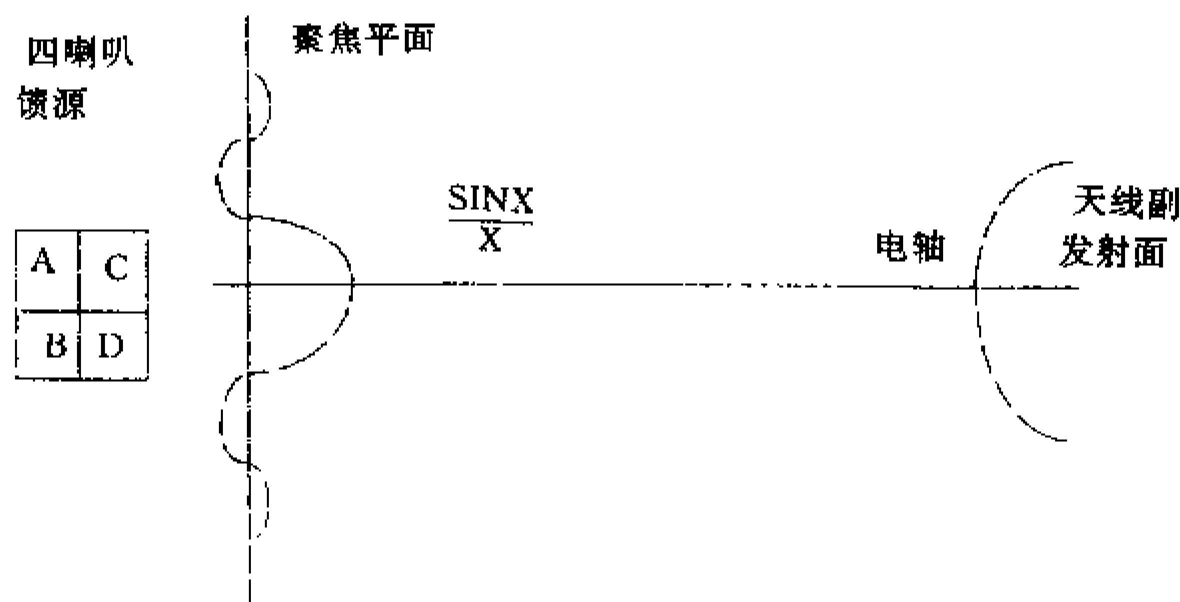
10.4 跟踪分系统设计

要求跟踪分系统完成三种功能：角跟踪、测距和测速功能，今分别叙述如下：

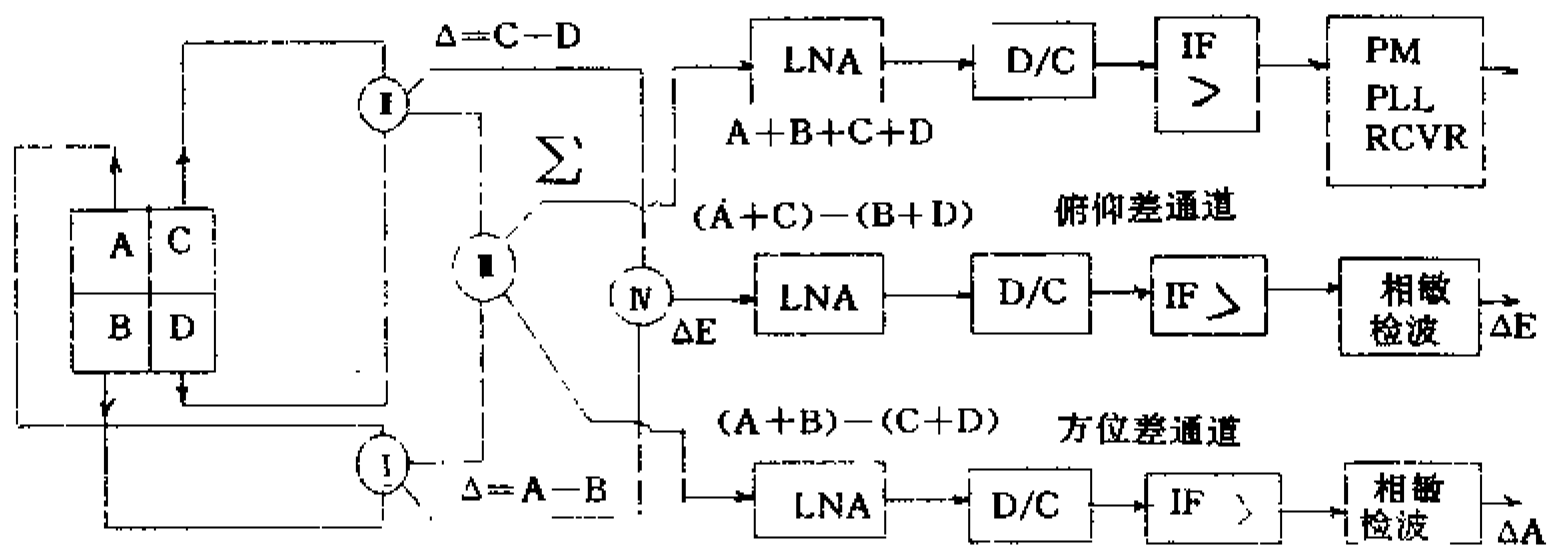
10.4.1 测角分机

测角分机的目的是不断测量天线波束电轴指向和来波电矢量间的指向差，将此角误差送入伺服，利用负反馈伺服系统朝向不断减少角误差至最小的方向运动，使天线主波束始终对准运动着的航天器，建立起星地通信链路。同时提供指向角：即方位角（A），俯仰角（E）数据。A、E 数据也是用于决定运动目标轨道坐标的两主要元素。

角跟踪的原理见图 10-7，图中表出的是比辐单脉冲角跟踪系统原理图，天线副反射面



a） 角误差检出原理



b） 单脉冲三通道跟踪接收机

图 10-7

对收到电磁波二次反射后，在聚焦平面上形成 $\sin X/X$ 形状的斑点，在聚焦平面上放置有 A,B,C,D 四个喇叭馈源，如果收到电磁波的取向和天线电轴方向一致时，则四个喇叭收到的电磁能量相等，即 $A=B=C=D$，此时方位差通道 $\triangle A=(A+B)-(C+D)=0$，和俯仰差通道 $\triangle E=(A+C)-(B+D)=0$，即方位差信号 $\triangle A$ 和俯仰差信号 $\triangle E$ 都为 0，天线方位角和俯仰角保持不变，天线波束指向也不变，如果电磁波来波取向偏离地面接收天线波束电轴时，则聚焦平面上斑点 $\sin X/X$ 将产生上、下或左右偏离，则四个喇叭中激励起来的信号强度不相等，经过和、差网络和跟踪接收机处理出来的 $\triangle A$,$\triangle E$ 也不为 0，将此误差信号 $\triangle A$,$\triangle E$ 分别送给伺服分系统的方位和俯仰角支路，经功率放大后，用伺服电机驱动天线方位和俯仰轴，向减小误差方向旋转，同时，方位、俯仰轴上的方位及俯仰码盘，同时给出 A、E 角瞬时值。

A、E 角的精度和多项因素有关，如码盘的分辨率、安装及调另带来的固定误差，指北和指天项的校准误差等，对于连续波测角体制，测角误差 σ_t 和信噪比的关系为：

$$\sigma_t=\frac{\theta_{1/2}}{Km\sqrt{\left(\frac{S}{N}\right)\frac{Bn}{\beta n}}}=\frac{\theta_{1/2}}{Km\sqrt{\frac{Ci}{No}\frac{1}{\beta n}}} \tag{10-7}$$

其中：σ_t 为热噪声引起的角跟踪误差，单位为度（°）；

$\theta_{1/2}$ 为接收天线波束宽，用半功率点宽计算，单位为度（°）；

Km 角误差检出差斜率，单位为伏/度；

S/N 为跟踪接收机输出信噪比，Ci/No 为信号功率和噪声功率谱密度之比；

Bn 跟踪接收机输出噪声带宽，单位 Hz；

βn 伺服噪声带宽 Hz，一般小于 10Hz，对于四喇叭馈源 $Km=1.57$ 伏/度

因而，由式（10-7）给出许可的角跟踪热噪声扰动误差后，即可求出要求信噪比，角跟踪精度一般应选取小于半功率点天线波束宽的 5%。

σ_t 也即为天线指向误差。

10.4.2 测距分机设计

当代在非深空范围内，测量航天器至观测站实时距离的方法都采用连续波侧音测距方案，即指由观测站主动向航天器用副载波形式发出一组正弦测距信号，称为侧音或测距音，星上用一相干应答机接收侧音后，再用固定转发比将上行载频变换为下行载频后，侧音再当作下行副载波对下行载波调相，转发到地面观测站，比较发、收侧音之间的相位延迟，即可换算出距离，现代的相位测量技术和频率高低无关，误差都在几度之内，因而如侧音频率选得高，即可提高测距精度，但是虽然测距精度提高了，而星地间往返距离则大于多个波长 λ，因而存在一个模糊数，不知道实际距离为 λ 的多少整数倍？若侧音频率选择低了，往返距离虽在一个 λ 之内，但尾数距离精度又降低了，因而当前的做法是选择一个高侧音（又称精侧音），用来确定距离精度，选择几个次侧音，用来判断模糊数，求出真实距离。国际上标准的 USB 测控系统，规定采用七个测距音。

主测距音	f_{sc}	100kHz	λ	3km
次侧距音		20.00kHz		15km
		4.00kHz		75km
	f_{sc}	800Hz		375km
		160kHz		1875km
		32kHz		9375km
		8kHz		37500km

因双程测距之故，最大无模糊距离为 λ/2。

测距分系统的工作原理见图 10-8，工作程序如下：一开始先发出高测距音，当航天器上相干应答机接收并转发高侧音到地面观测站后，观测站中 PLL 接收机，锁住高侧音和高测音比相，求出距离差的尾数，然后将高侧音分频，求出等一个次测音，连同高侧音一块发给航天器，对返回来的次侧音，再锁相并比较相位，如模糊度，未判断出来，再发第二个次侧音，直到解出模糊为止。

测距系统的误差源有四个：

a. 航天器上应答机的时延不稳定度；

b. 观测站设备引入的误差，（不包含接收机输入热噪声引起的误差）；

c. 电磁波通过大气层传播误差，对 S 波段而言，主要是对流层引起的传播误差和电离层关系不大；

d. 上下行接收机输入热噪声引起的误差只和热噪声项和信号功率分配之比有关。

高侧音锁相环因输入热噪声引起的时延抖动用纳秒计算时，用下式算出：

$$\sigma\tau(ns) = 10^9/2\pi f_R \sqrt{2\left(\frac{S}{N}\right)_{2BLO}} \tag{10-8}$$

其中：f_R 高侧音频率（Hz）

$(S/N)_{2BLO}$　PLL 信噪比

测距误差 $R = 0.3\Delta\tau m$（双程）

如给出许可的测距误差，由上式即可计算出所需 $(S/N)_{2BLO}$

因 $1\mu S = 300m$　　　$1ns = 0.3m$

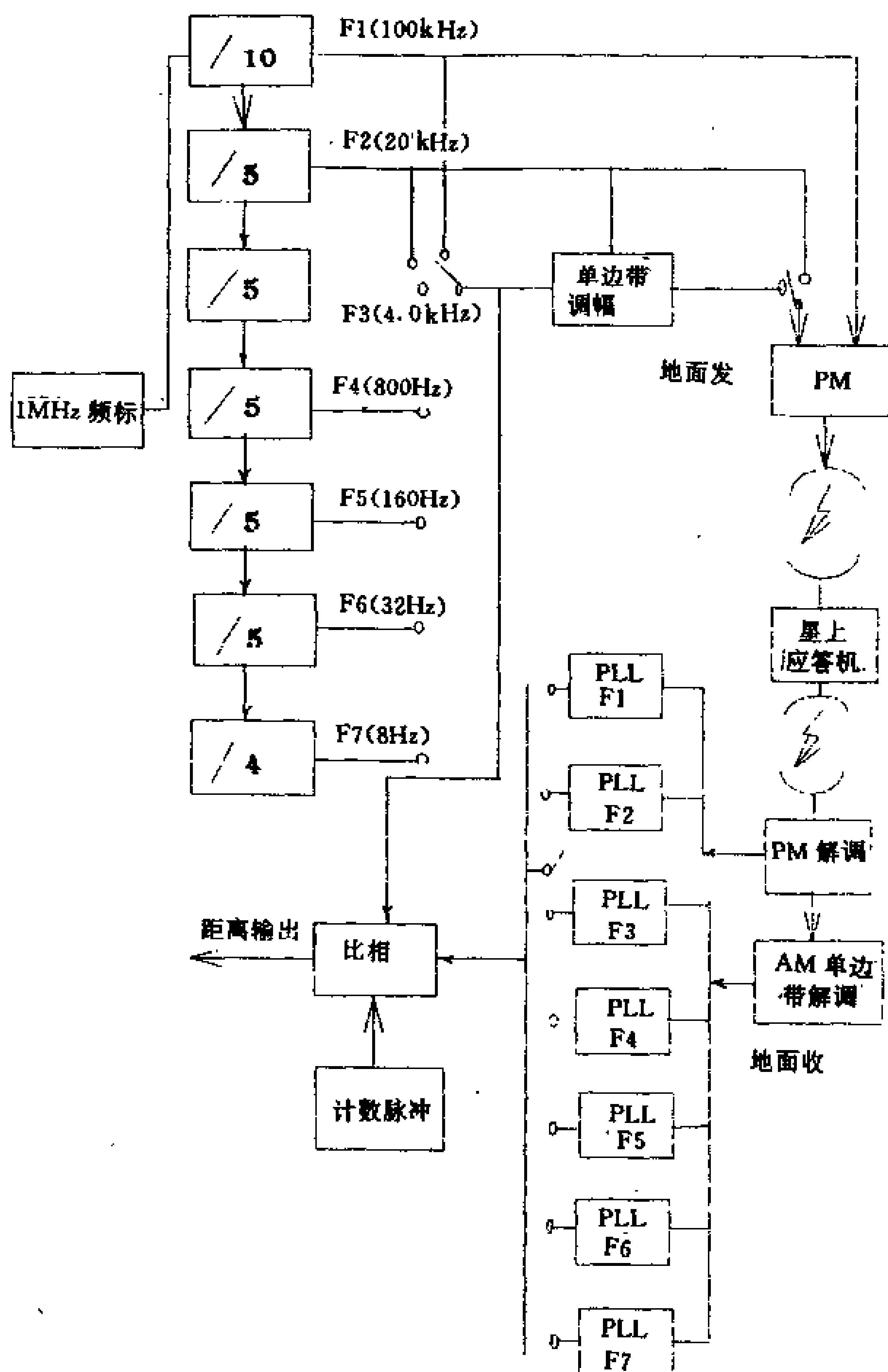


图 10-8 侧音测距原理图

10.4.3 测速分机

现代的测速方法都是利用测量双程多普勒频率方法来决定径向速度，当航天器和地面

观测站之间有相对运动时，上行载波和下行载波都会产生多普勒频移，此频移常称为多普勒频率 fd，fd 的大小正比于航天器和地面观测站之间的径向速率，fd 的正极性表示航天器与观测之间的径向距离趋向减少，负极性表示径向距离趋向增加，fd 和径向速度 Vr 的关系，可用下列公式计算出来：

$$Vr = (c/Fc) \cdot fd$$

其中：Vr 为径向速度分量，计量单位 m/s；

c 为光速，c，Vr 两者计量单位应相同，如采用 m/s；

Fc 为上行或下行载波频率，单位为 Hz；

fd 为测得的多普勒频率（Hz）；

所谓双程多普勒测量是针对单程多普勒测量而言的，单程多普勒是指将具有高频率稳定度的信标机放到航天器上，地球站只需测量出来下行的多普勒频移，即可算出航天器径向速度，单程多普勒的缺点是：测量出来的多普勒频移的精度和航天器上信标机可达到的频稳度程度关系极大，而信标机放在星上，要保持高频稳度十分困难，因而发展成为双程多普勒，可把信标机放在地面，因而地点、重量、体积和功耗都不再受限制，可以采用极高频稳度的原子频标来作为频率参考基准。工作过程如下：先由地面发射出高频稳度的载频 Fu，经航天器接收后，用固定转发器比 m/n，变换成下行频率 Fd，上下行频率比较后，得出两倍多普勒频率 $2f_d$，整个多普勒测速分机的工作原理图见图 10-9，星上部分为一相位机干应答机，其中：

Fu 地面发出的多普勒测速基准频率；

Fu' 航天器有相对运动时，航天器收到的上行频率；

$$F'u = Fu(1 \pm V/c) \qquad F'u = 221f \tag{10-10}$$

其中：V 为相对运动径向速度（m/s）；

c 为光速（m/s）；

Fd 航天器发出下行频率（Hz）；

$$Fd = (240/221)F'u, \quad f = F'u/221, \quad Fd = 240f = mnf \tag{10-11}$$

$F'd$ 地面站收到下行频率（Hz）；

$$F'd = Fd(1 \pm V/c)\text{Hz} \tag{10-12}$$

式（10-10）和式（10-12）代入式（10-11），则有：

$$Fu(1 \pm V/c) \cdot (240/221) = F'd/(1 \pm V/c)(1 \pm V/c)^2 = (F'd/Fu) \cdot (221/240) \tag{10-13}$$

考虑到 $V/c \ll 1$，$(V/c)^2$ 项可以忽略：$1 \pm (2V/c) + (V/c)^2 = 1 \pm (2V/c)$

$$\begin{aligned} V &= \pm c/2[(F'd/Fu) \cdot (221/240) - 1] \\ &= \pm c/2(Fd'/Fd - 1) = \pm c/2(Fd' - Fd/Fd) \\ &= \pm c/2(2fd/Fd) = \pm (fd/Fd) \cdot c \end{aligned} \tag{10-14}$$

因面地而设备中，只要采用 $F'd$ 和 Fd 相减，即可求出 $2fd$，因 fd 可为正，也可为负，为了防止出现负频率，方便计算起见，因面引入了频率偏置 fb，使 $fb \pm 2fd$ 始终保持正值，加偏置后，也有利于判别目标运动方向。

测速误差主要有三个误差源：信标频率不稳定引起误差 dF/F；光速计量误差，即电波传播速度误差 dc/c 和多普勒频标计量误差 $(dfd/fd) \cdot (dfd/fd)$ 又取决于调谐回路选择

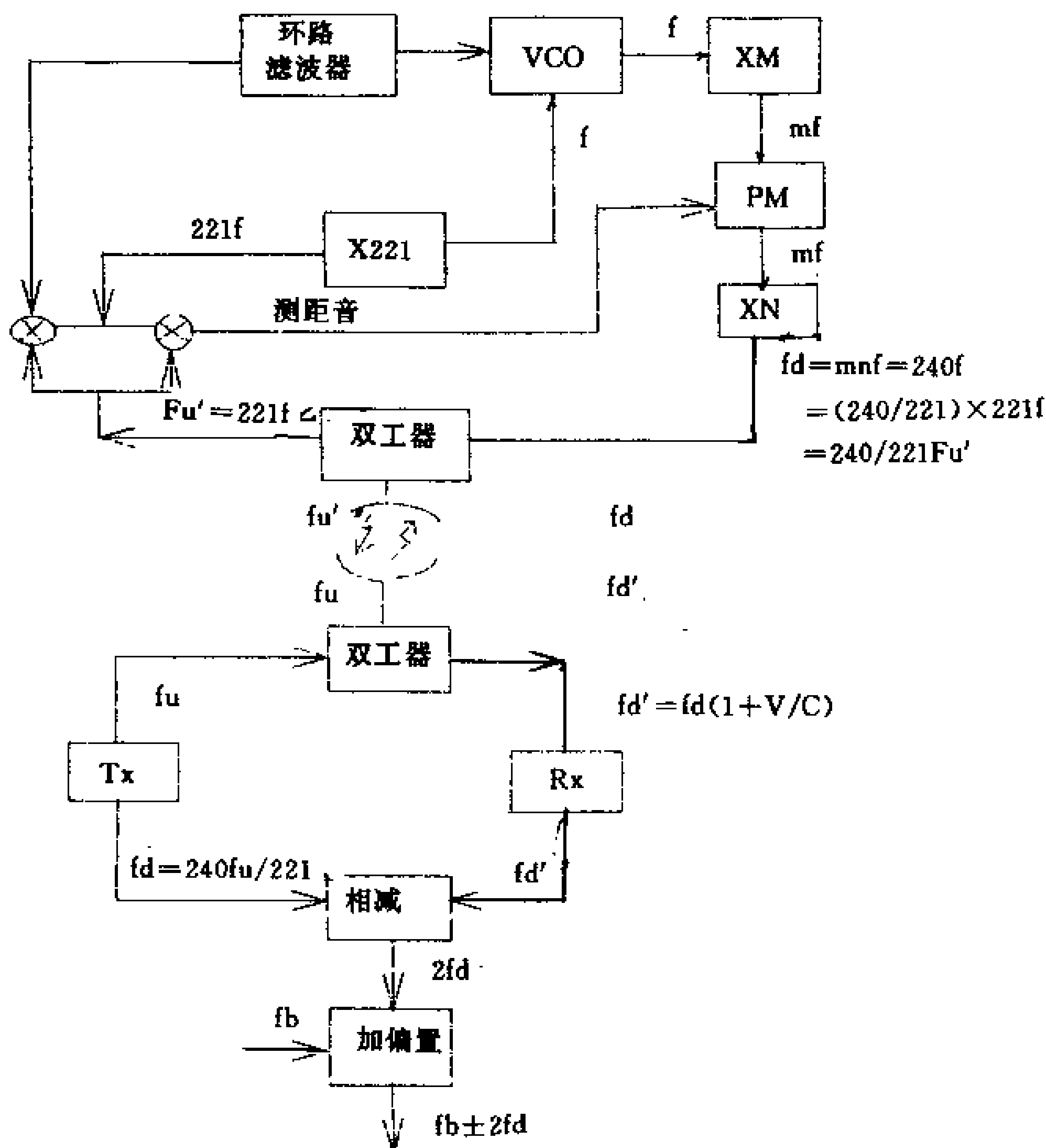


图 10-9 多普勒测速分系统原理图

性误差，系统时延，天线相位特性，测周误差，锁相环路（PLL）跟踪误差等。

通信方程中功率估算时，测速信噪比要求，只和锁相环路跟踪误差有关。

PLL 的输出相位抖动 1σ 时的 σ 值为：

$$\sigma = \sqrt{(N/S)2BLO}\ rad(rms) \tag{10-15}$$

σ 表示为度（°）单位时

$$\sigma = 57.5\sqrt{(N/S)2BLO}\ 度 \tag{10-16}$$

取 3σ 时

$$\theta_n = 3\sigma = 171.9\sqrt{(S/N)2BLO}\ 度 \tag{10-17}$$

一般要求：

$$\theta_n/360/Fc \leqslant 10^{-10} \tag{10-18}$$

$$\theta_n \leqslant 360 \times Fc \times 10^{-10}$$

$$171.9\sqrt{(S/N)2BLO} \leqslant 360 \times Fc \times 10^{-10}$$

$$(S/N)2BLO \geqslant [(171.9/10^{-10})/(360Fc)]^2 \quad Fc \text{ 用 Hz 表示} \tag{10-19}$$

有些跟踪目标尤其是地球静止轨道上的卫星，因卫星位置相对静止，无视运动。跟踪设备（或站）一般不装备测速分机，如需要得出卫星速度时，可用测得距离由微分计算出来，但这种测速方法的测速精度比较差。

10.5 通信方程

10.5.1 通信方程

通信方程是测控系统设计中的一个重要问题，所有跟踪、遥测、遥控分系统的主要参数都反映在通信方程中，计算通信方程时，要对这些参数根据工程的需要进行协调及折衷，通信方程对上行信道、下行信道都适用，通信方程的一般表达式如下：

$$P_T = (4\pi R/\lambda)^2 KT_E Bc(C/N)_r SFL_i \sum /G_T \cdot G_R \tag{10-20}$$

式中：R 代表通信斜距或最大作用距离，单位用 km 表示。

实际运行中，知道航天器的轨道高 H，和跟踪站的最低工作俯仰角 E 后，即可以计算出最大作用距离 R，见图 10-10。

$$R^2 = (Re + H)^2 + H^2 - 2(Re + H)R\cos\theta$$

式中：Re 为地球半径；

对于地球赤道半径取，$Re = 6378.140\text{km}$；

对于地球平均半径取，$Re = 6371.004\text{km}$；

$$\theta = 90° + E\ ;$$

$$R^2 - 2ReR\cos(90° + E) - (2Re + H) = 0 \tag{10-21}$$

$$R = - Re\sin E + \sqrt{(Re(\sin E)^2 + (2Re + H)H} \tag{10-22}$$

λ：波长，知道载波频率 fc (Hz) 后即可由下式计算出波长：

$\lambda fc = c$（光速）

$\lambda = c/fc$

精确光速为 $C = 299792458$ m/s；

一般取：$C = 3\times10^8$m/s 计算；

k：波尔兹曼常数，$k = 1.380662\times10^{-23}$J/K/Hz；

T_E：接收机等效噪声温度，用开尔文（K）为单位表示，当接收天线到低噪声放大器之间，连接有射频电缆或波导等馈线时，则带来馈电损失 L_R，则 T_E 按下式计算：

$$T_E = T_A/L_R + 290(1 - 1/L_R) + T_R \tag{10-23}$$

式中：T_R 为接收机整机噪声温度，用 K（开尔文）为计量单位；

$$T_R = 290°(Nf - 1) \tag{10-24}$$

Nf 称为接收机的整机噪声系统，

如接收机 HF 部分由多级组成，(LNA 级数加变频器)，每级的增益为 $G_1, G_2, G_3, G_4, \cdots$，各级噪声系数为 $N_{F1}, N_{F2}, N_{F3}, N_{F4}, \cdots$，则整机噪声系数为：

$$N_F = N_{F1} + (N_{F2} - 1)/G_1 + (N_{F3} - 1)/G_1G_2 + (N_{F4} - 1)/G_1G_2G_3 + \cdots \tag{10-25}$$

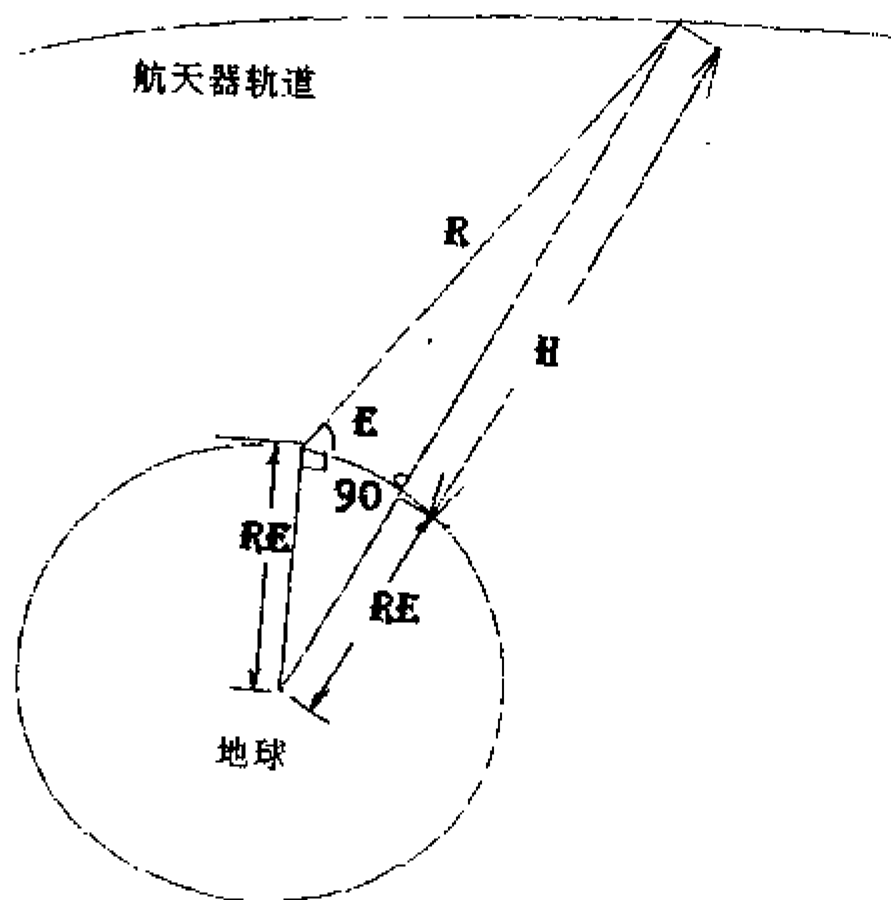


图 10-10 跟踪站作用距离

也可由式（10-24）计算出各级噪声温度 T_{R1},T_{R2},T_{R3}, …，再由各级噪声温度算出总整机噪声温度 T_R：

$$T_R = T_{R1} + T_{R2}/G_1 + T_{R3}/G_1G_2 + \cdots \tag{10-26}$$

T_A 称为天线噪声温度，由下列三项组成：

$$T_A = T_s + T_c + T_a \tag{10-27}$$

式中：T_s 称为太阳噪声温度，当地球上跟踪天线的主波束或旁瓣指向太阳时所引起，由地球上观测太阳的夹角约为 0.5°，如接收天线主波束宽小于或等于 0.5°并对准太阳时，产生的 T_s 为：

$$T_s = (290 \times 675/fc)K \tag{10-28}$$

fc 的单位用 GHz 表示

如天线主波束宽 $\varphi > 1/2(°)$，并且天线波束套住太阳时（或太阳落入天线主波束宽 φ 之间时），则产生的 T_s 等效噪声温度为：

$$T_s = (290 \times 675/fc) \cdot (0.5/\varphi)^2 \tag{10-29}$$

天线波束偏离太阳时：T_s 取 0K

T_c 称为宇宙噪声温度，因天线指向冷空间而引起，T_c 随波长 λ 减少而减少，当 $\lambda \leqslant 0.3$m（fc≥1GHz），T_c 只有（2～18）K，当 fc =3GHz 时，$T_c \leqslant 1$K。

T_a：大气吸收噪声温度，由空气中的水蒸气和氧气对电磁波的吸收所引起，当 fc = 1GHz，T_a =（10～80）K，当 fc =10GHz 时，T_a =（20～150）K，因而人们把（1～10）GHz 频段看作是对宇宙进行通信的电磁窗口。

B_n：为接收机带宽，单位用 Hz 代表，取决于调制方式，用双边带宽计算；

$(C/N)_1$：取决于角跟踪、测距、测速的误差要求和遥测、遥控的误码率要求。

G_T：发射天线增益，G_r 接收天线增益，对于地面跟踪站，G_T 和 G_r 是采用同一副天线，对于 S 波段，常用天线形式为抛物面天线，其增益用下式计算：

$$G=(4\pi A/\lambda^2)\eta \tag{10-30}$$

$A=$ 天线口面度 $=\pi(D/2)^2$

$$G=(\pi D/\lambda)^2\eta \tag{10-31}$$

式中：D：抛物面天线口面直径，单位 m；

λ：工作频率波长，单位 m；

η：天线效率，面体抛物面时 $\eta=65\%$；

网状抛物面时 $\eta=50\%$；

天线波束宽 $\theta 1/2$，由半功率点计算

$$\theta 1/2=70\lambda/D(°) \tag{10-32}$$

对于近地轨道 S/C 上的发、收天线，常采用圆极化全向天线，因全向天线方向图经常出现破碎，为提高计算可信度，常取 G 的最大零深作为星上 G_T 或 Gr 的计算参考值、G 一般值为 $-4\sim-8$dB。

SF：安全因子，常用于补偿各种设计中考虑不到的因素，如设备性能下降，电波传播条件不理想，人为干扰增加等，一般取 3dB，如设计中各种损失因素考虑周全，如某些地球静止轨道卫星常取 $SF=0$dB。

L_Σ：各种损失一共包括五项：

$$L_\Sigma=L_T\cdot L_{TP}\cdot L_P\cdot L_{RP}\cdot L_R$$

其中：L_T：由电缆/波导引起的发射电路损失；

L_{TP}：发射天线指向损失；

L_P：收发天线之间的极化损失；

L_{RP}：接收天线指向损失；

L_R：由电缆/波导引起的接收电路损失。

上述各种损失都为大于 1 的正整数，如果取对数，则为：

$$10\log_{10}L_\Sigma=L_T(\text{dB})+L_{TP}(\text{dB})+L_P(\text{dB})+L_{RP}(\text{dB})+L_R(\text{dB}) \tag{10-33}$$

其中各分量损失都取正 dB 值。

式(10-20)的计算都为乘、除法，计算起来十分不方便，因而对此式两边都取对数 $10\log_{10}X$，而变换为加，减法后再计算，单位用 dB 计算起来，较为简便，为了简化式 (10-51) 的计算操作，特引入如下参数：

(a) $P_L=(4\pi R/\lambda)^2$ 称为路径损失，其中如 R 用 km 表示，λ 用米表示，如表成对数分贝时，可写成：

$$P_L(\text{dB})=82\text{dB}+20\log_{10}[R(\text{km})/\lambda(m)] \tag{10-35}$$

令 EIRP 为等效全向各向同性辐射功率，有两种表示方法：一是 P_T 单位采用瓦(W)表示，取对数后，称为分贝瓦 (dBW)，另一种是采用毫瓦 (mW) 为参考，则称为 dBm (分贝毫瓦)

$$EIRP(\text{dBW})=P_T(\text{dBW})+L_T(\text{dB})+G_T(\text{dB}) \tag{10-36}$$

$$EIRP(\text{dBm})=P_T(\text{dBm})+L_T(\text{dB})+G_T(\text{dB}) \tag{10-37}$$

(b) G_R/T_E 为接收系统优值，单位为 dB/K

$$G_R/T_E(\text{dB/K}) = G_R(\text{dB}) - 10\log_{10}[T_A/L_R + 290(1 - 1/L_R) + T_R] \tag{10-38}$$

引用 EIRP 后，应在各种损失 L_Σ 中不再计算 L_T 和，以免重复计算。

有时为了在计算中消去带宽（BC）和码速率（R_b）的关系，引入参数 C/No（也有人写成 S/φ），即信号功率 C 和单边噪声功率谱密度 No 之比。

$$No = KT_E \tag{10-39}$$

如发射功率用 dBW 表示时，K、No 都应采用 dBW 为单位，发射功率用 dBm 时，K，No 也用 dBm

$$No(\text{dBW}) = -228.6\text{dBW/kHz} + T_E(\text{dBK}) \tag{10-40}$$

$$No(\text{dBm}) = -198.6\text{dBm/kHz} + T_E(\text{dBK}) \tag{10-41}$$

对于模拟信号的信噪比（$C/N)i$ 和$(C/No$）的关系为：

$$C/No(\text{dB/Hz}) = C/KTE(\text{dB/Hz}) = (C/N)i(\text{dB}) + Bc(\text{dBHz}) \tag{10-42}$$

数字信号信噪比 $E_b/No(dB)$ 和 C/No 的关系为：

$$C/No(\text{dB/Hz}) = E_b/No(\text{dB}) + R_b(\text{dBHz}) \tag{10-43}$$

也有时在计算中为消去 K、引入参数 C/T_E

$$C/T_E(\text{dBW/K}) = C/No(\text{dB/Hz}) + 228.6\text{dBW/kHz}$$
$$= C/No(\text{dB/Hz}) - K(\text{dBW/kHz}) \tag{10-44}$$

$$C/T_E(\text{dBm/K}) = C/No(\text{dB/Hz}) - K(\text{dBm/kHz})$$
$$= C/No(\text{dB/Hz}) + 198.6\text{dBm/kHz} \tag{10-45}$$

(c) 噪声功率 Pn

$$Pn = KT_EBc \tag{10-46}$$

$$Pn(\text{dBW}) = -228.6\text{dBW/kHz} + T_E(\text{dBK}) + Bc(\text{dBHz}) \tag{10-47}$$

$$Pn(\text{dBm}) = -198.6\text{dBm/kHz} + T_E(\text{dBK}) + Bc(\text{dBHz}) \tag{10-48}$$

对式（10-20）取对数后用 dB 表示，通信方程一般变为如下形式：

$$P_T(\text{dBW OR dBm}) = P_x(\text{dBW OR dBm}) + (C/N)_i(\text{dB}) + P_L(\text{dB}) + L_\Sigma(\text{dB})$$
$$+ SF(\text{dB}) - G_T(\text{dB}) - G_R(\text{dB}) \tag{10-49}$$

如采用 EIRP，G_R/T_E,C/No,C/T_E 等导出参数后，则速信方程可简化如下：

对于上行链路在各种参数中加下标 u 作为标志：

$$(C/No)u(\text{dB/Hz}) = (EIRP)u(\text{dBW OR dBm}) + (G_R/T_E)u(\text{dB/K}) - [P_L(\text{dB})$$
$$+ SF(\text{dB}) + L_\Sigma(\text{dB})] + |K(\text{dBW OR dBm})| \tag{10-50}$$

$$(C/T_E)u(\text{dBW/K OR dBm/K}) = EIRPu(\text{dBW OR dBm}) + (G_R/T_E)u(\text{dB/K})$$
$$- [P_L + L_\Sigma + SF](\text{dB}) \tag{10-51}$$

上两式中 L_Σ (dB) $= L_{TP}(\text{dB}) + L_P(\text{dB}) + L_{RP}(\text{dB}) + L_R(\text{dB})$ (10-52)

对于下行链路各个参数中加下标 d 作为标志：

$$(C/No)_d(\text{dB/Hz}) = (EIRP)_d(\text{dBW OR dBm}) + (G_R/T_E)_d(\text{dB/K}) - [P_L(\text{dB})$$
$$+ SF(\text{dB}) + L_\Sigma(\text{dB})] + |K(\text{dBW OR dBm})| \tag{10-53}$$

$$(C/T_E)_d(\text{dBW/K OR dBm/K}) = EIRP_d(\text{dBW OR dBm}) + (G_R/T_E)_d(\text{dB/K})$$
$$- [P_L + L_\Sigma + \text{SF}](\text{dB}) \tag{10-54}$$

最后，介绍电磁波极化损失 L_P 的计算方法，电波极化有两种方式，一是线极化，另一

是椭圆极化，而圆极化为椭圆极化的一个特例，先定义一个“电波平面”，对于发射天线“电波平面”是指沿着非逆电波的传播方向，即由馈源方向看出去，垂直于电波向外传播平面的线极化定义为：电失量是只处在电波平面的某一固定方向上的电磁波，面椭圆极化和圆极化的电失量在电波平面内则为旋转的，顺着电磁波传播方向，人眼看过去，如电失量的旋转方向服从右手定则或顺时针方向，则称右旋圆极化（RHCP），反之如电矢量为反时针方向旋转，则称为左旋圆极化（LHCP），如电矢量旋转的轨迹为一个圆，则称圆极化，为一个椭圆，则称椭圆极化，极化损失，由下列极化损耗因子算出：

$$K_P = 1/2\{1 + [(\pm 4A_TA_R + (1 - A_T^2)(1 - A_R^2)\cos^2\alpha)/(1 + A_T^2)(1 + A_R^2)]\} \quad (10\text{-}55)$$

其中 A（轴比）=椭圆短轴/椭圆长轴，又称椭度比。A_T,A_R 分别代表发射天线和接收天线轴比，对于线极化 $A_i = 0, i = T$ 或 R，对于圆极化 $A_i = 1$，对于椭圆极化 $0 < A_i < 1$。α=为发、收长轴或两线极化电矢量之间的夹角。

公式中：“+”表示相同方向旋转，“−”表示相反方向旋转。

极化损失定义为 $L_P(\mathrm{dB}) - 10\log K_P$

如发、收为同方相圆极化或线极化时而且电轴平行，$\alpha = 0$，则 $K_P = 1, L_P = 0\mathrm{dB}$

如发为圆极化、收为线极化或相反，$K_P = 1/2, L_P = -3\mathrm{dB}$

10.5.2 最佳功率分配

残余载波调制体制（PCM-PSK-PM）是一种线性调制系统，当多个副载波对载波调相后，功率即被分散开了，有几个副载波即分散为几份功率，互不重叠，每份副载波功率以载频为参考，对称均匀分布在各自的上下边带之中，功率分配的多少，由调相指数 Xi 所决定，未调载波功率，经调相后，功率相对减少，残余载波功率仍保持线状谱性状，可用作角跟踪和单程或双程多普勒测速，这种调制后的频谱，对上下行都相同其频谱分布见图 10-11，只是上、下行载频按固定转发比，拉开一段距离，在 USB 下行载频 $F_D = (240/221)Fu$ 高于上行载频的情况下，两者成相干关系，这有助于在多功器中发收频率的隔离。

因而，在上行载波中，要考虑四种分功率的计算，残余载波、遥控副载波、高侧音及低侧音副载波功率，在下行载波中，也要考虑四种分功率的计算即残余载波功率、遥测副载波功率及高侧音、低侧音功率。

下行残余载波功率，即用作角跟踪、又用作多普勒测速，根据计算结果，哪一项要求的功率大，即采用这一项作为计算参考。

(a) 信号功率和噪声功率谱密度比 C/No 的计算

对于遥控的 C_{TC}/No 和遥测的 C_{TM}/No，因只是单程的，因而只有经过一次噪声的干扰作用，因而可以一次性地根据 Pe 需求直接算出 C/No。

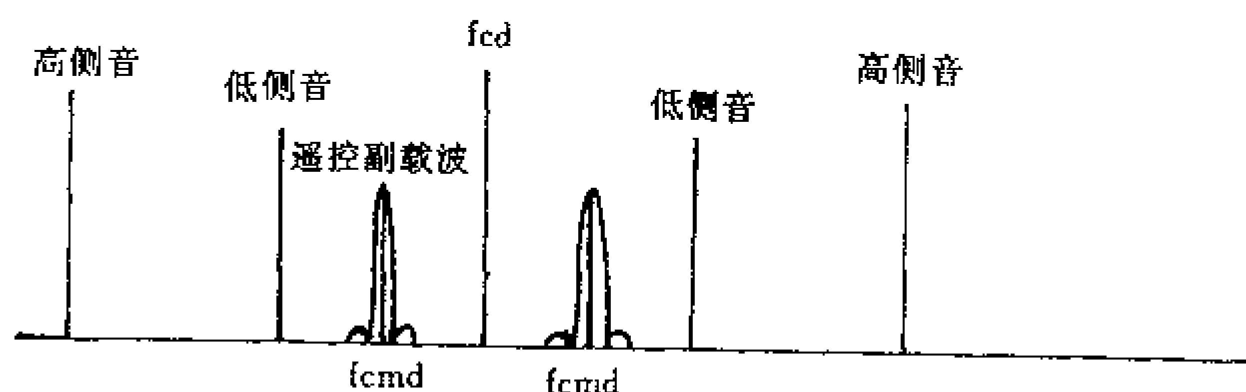
而测音测距和残余载波双程多普勒测速或测角时，载波分量都多经过一次航天器上应答机的转发，多引入一次噪声，因而，地面收到的总信号噪声功率谱密度比 $(C/No)_T$ 应按下式计算：

$$(C/No)_T = 1/[(No/C)_u + (No/C)_d] \quad (10\text{-}56)$$

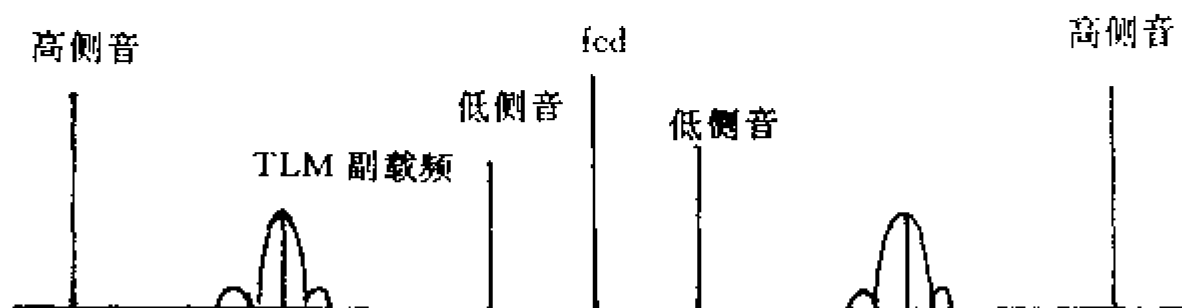
其中：下标 u 表示上行，d 表示下行；

一般情况是，已知 $(C/No)_T$ 和 $(C/No)_u$，而求 $(C/No)_d$，由（10-56）式可求出：

$$(No/C)_d = (No/C)_T - (No/C)_u \quad (10\text{-}57)$$



(a) 上行频谱分布



(b) 下行频谱分布

图 10 11 残余载波调制功率谱分布图

(b) 上行链路最佳调制指数分配计算

上行链路中有三个副载波、遥控副载波、主侧音副载波和次侧音副载波．

令：X_{TC}：遥控副载波对载波调相时的调相指数；

X_o：主侧音对载波调相的调相指数；

X_i：次侧音对载波调相的调相指数，单位都用 rad；

则有：

$$Pc = Jo^2(Xo)\cdot Jo^2(Xi)\cdot Jo^2(X_{TC})P_T \tag{10-58}$$

式中：Pc：三路副载波调制后的残余载波功率，单位 W 或 mW；

P_T：发射机输出总功率，W 或 mW；

J_i：零阶贝塞尔函数

$$\begin{aligned} P_{TC} &= [2J_1^2(X_{TC}/J_0^2(X_{TC})]\cdot J_0^2(X_{TC})\cdot J_0^2(X_o)\cdot J_0^2(X_i)P_T \\ &= 2J_1^2(X_{TC})\cdot J_0^2(X_O)\cdot J_0^2(X_i)P_T \end{aligned} \tag{10-59}$$

式中：P_{TC} 为分配给遥控副载波的功率

$$\begin{aligned} P_o &= [2J_1^2(X_O/J_0^2(X_O)]\cdot J_0^2(X_{TC})\cdot J_0^2(X_O)\cdot J_0^2(X_i)P_T \\ &= 2J_1^2(X_O)\cdot J_0^2(X_{TC})\cdot J_0^2(X_i)P_T \end{aligned} \tag{10-60}$$

式中：P_o 为分配给主侧音副载波的功率

分配给次侧音副载波的功率为：

$$P_i = [2J_1^2(X_i)/J_0^2(X_i)]\cdot J_0^2(X_{TC})\cdot J_0^2(X_O)\cdot J_0^2(X_i)P_T$$

$$= 2J_1^2(X_r) \cdot J_0^2(X_{TC}) \cdot J_0^2(X_i)P_T \quad (10\text{-}61)$$

根据误差及误码率要求，已由前面通信方程计算出：

Pc/No ：残余载波功率和噪声功率谱密度比；

P_{TC}/No ：遥控功率和噪声功率谱密度比；

P_O/No ：主侧音功率和噪声功率谱密度比；

P_i/Po ：i 路次侧音功率和噪声功率谱密度比；

$$(P_{TC}/No)/(Pc/No) = P_{TC}/Pc = 2[J_1(X_{TC})/J_0(X_{TC})]^2 = A \quad (10\text{-}62)$$

已知 A ，由查贝塞尔函数表，即可求出 X_{TC} ；

$$(Po/No)/(Pc/No) = Po/Pc = 2[J_1(X_O)/J_0(X_O)]^2 = B \quad (10\text{-}63)$$

已知 B ，由查贝塞尔函数表可查出 X_O ；

$$(Pi/No)/(Pc/No) = Pi/Pe = 2[J_1(X_i)/J_0(X_i)]^2 = C \quad (10\text{-}64)$$

已知 C ，查贝塞尔函数表可求出 X_i 。

(c) 下行链路最佳调制指数分配计算

计算程序同上行，只需将通控调相指数 X_{TC} 转成遥测调相指数 X_{TM},P_{TC}/No 换成 P_{TM}/No ，结果为：$P_{TM}/P_c = 2[J_1(X_{TM})/J_0(X_{TM})]^2 = D$

$$P'o/Pc = 2[J_1(X_O)/J_0(X_O)]^2 = B' \quad (10\text{-}65)$$

$$P'i/Pc = 2[J_1(X_i)/J_0(X_O)]^2 = C' \quad (10\text{-}66)$$

求出 D,B' 和 C' 后，查贝塞尔函数表，即可得出调相指数 X_{TM},Xo 及 Xi 。

10.6 通信体制

航天技术中的通信有三种情况，一种是用于对地观测卫星，除测控信道（点频）外，采用另一个信道来单独传送高数据率的遥感数据，对于深空航天器用通信信道来传输观测行星的观测数据，这类信道都是单向的只有下行，另一类为载人航天器，除测控信道外，其通信信道中传输的信息除对地观测，空间科学实验和空间生产数据外（一般属于静止图像，still image SI），尚有航天器之间的话音通信，监视电视和电视会议（属于运动图象 Video），这类业务都是双向交互的，具有上行及下行，第三类为专门分化出来经营通信及广播的卫星，其中通信为双向的，广播为单向的，只有下行、通信和广播现代已趋向于采用数字化方式传输。

三类通信情况都要求高速传输信息和高效率传输信息，即最大限度利用发射功率及尽量减少占用带宽，由此得出的结果是，基带信号合并为一路统一数据流，直接对载波进行调制. 数据率低于 1Mb/s 时，一般采用 BPSK 调制体制，数据率大于 1Mb/s 时，一般采用 QPSK 调制以节约带宽。

对于专门的通信卫星，若数据率在 50Mb/s 左右者一般采用 C 频段或 X 频段，数据率大于 100Mb/s 以上多采用 Ku/Ka 频段，对于对地观测，深空探测航天器和载人航天器如果数据率/符号率小于 12Mb/s（或 12Ms/s），则可采用 S 波段，如数据率高于 (50～100) Mb/s（或 Ms/s）、则采用 X 波段，大过 100Mb/s 多采用 Ku/Ka/w 频段。

为了节约发射机功率或减少天线尺寸，对于通信多果用信道编码以降低 Eb/No，现代广泛采用的信道编码方法为卷积码，利用 Viterbi 最大序列译码法译码，对话音、运动图像

和静止图像，可以采用信源压缩以降低码速率，信源压缩后的信息，抗噪声干扰能力很差，一般都采用信道编码。今将卫星通信中的几个主要问题叙述于后。

10.6.1 QPSK 调制与解调

数字化信息直接对载波进行 QPSK 调制，是节约射频带宽的主要方法之一，其原理是利用相位分割，虽然载频相同，把一个载频分成两个相位正交的分量，一个称为同相分量(In－phase)，另一称为正交分量（Quadra－phase)，另外再将基带数据流，按奇数和偶数分开成两个数据流，因而码速率降低一半分别对载波的同相分量和正交分量做 BPSK 调制后在相加起来，而构成 QPSK 信号，典型的 QPSK 发射机框图见图 10-13，输入二元序列用不同极性代表，即“1”、“0”符号分别用 $\sqrt{Eb}$ 和 $-\sqrt{Eb}$ 代表，此二元序列用分路器分解成奇数和偶数两个系列 $m_1(t)$ 和 $m_2(t)$，$m_1(t)$，$m_2(t)$ 用来调制一组相互正交的载波 $\varphi_1(t)$，$\varphi_2(t)$。

$$\varphi_1(t) = \sqrt{2/T}\cos(2\pi fct)$$

$$\varphi_2(t) = \sqrt{2/T}\sin(2\pi fct)$$

这一对二元 PSK 波相加后产生 QPSK 信号，QPSK 的符号延续时间 T 为码位延续时间 Tb 的两倍，即调制 QPSK 的符号为双码位，共有四种组合，见表 10-1。

四个消息点及有关的信号向量定义为：

$$Si = \begin{cases} \sqrt{E}\cos(2i-1)\pi/4 \\ -\sqrt{E}\sin(2i-1)\pi/4 \end{cases}, \quad i = 1,2,3,4$$

表 10-1 输入双码位及相应相位关系

输入双码位 $0\leqslant t\leqslant T$	QPSK 信号的相位（弧度）	消息点的坐标	
		Si1	Si2
1 0	$\pi/4$	$+\sqrt{E/2}$	$-\sqrt{E/2}$
0 0	$3\pi/4$	$-\sqrt{E/2}$	$-\sqrt{E/2}$
0 1	Sπ/4	$-\sqrt{E/2}$	$+\sqrt{E/2}$
1 1	Tπ/4	$+\sqrt{E/2}$	$+\sqrt{E/2}$

相干 QPSK 信号空间图见图 10-13，QPSK 信号可表示为

$$Si(t) = \begin{cases} \sqrt{2E/T}\cos[2\pi fct + (2i-1)\pi/4] & 0\leqslant t\leqslant T \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{10-67}$$

或

$$Si(t) = \begin{cases} \sqrt{2E/T}\cos[(2i-1)\pi/4]\cos(2\pi fct) - \\ \qquad \sqrt{2E/T}\sin[(2i-1)\pi/4]\sin(2\pi fct) & 0\leqslant t\leqslant T \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{10-67}$$

QPSK 的接收机框图见图 10-14，接收机由一对相关器组成，输入为公共的，本振提供

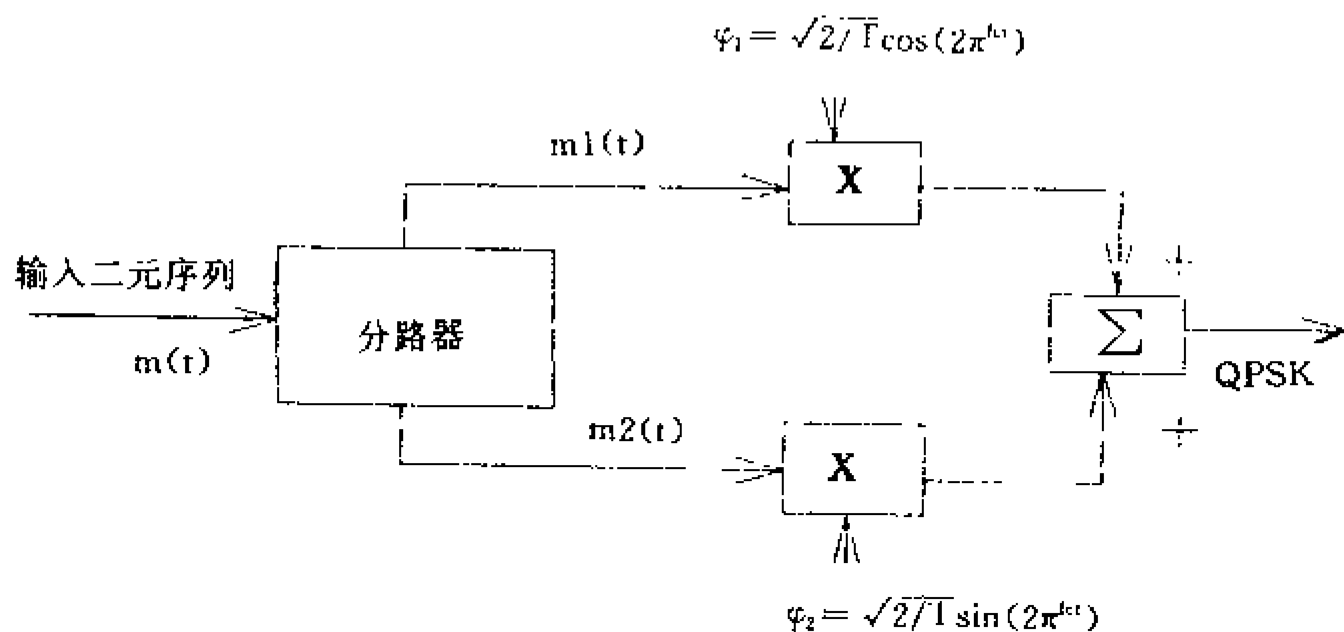


图 10-12　QPSK 发射机

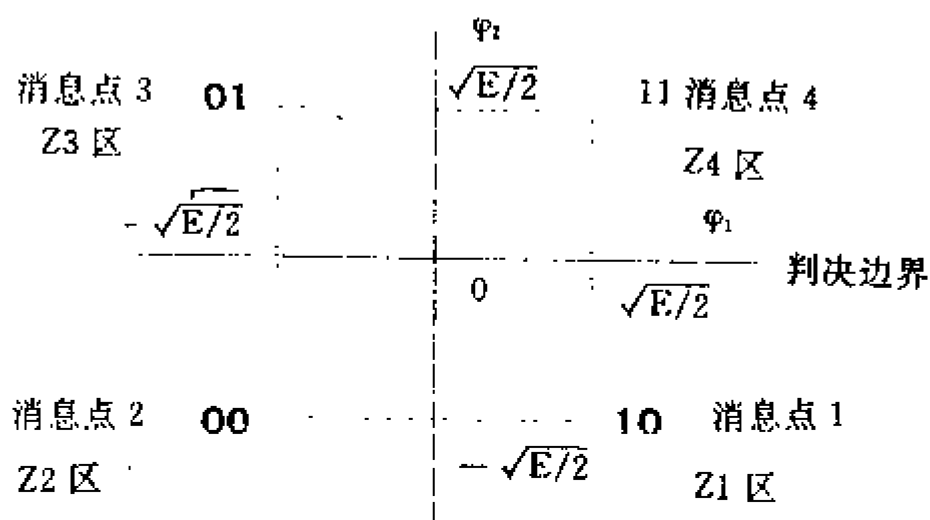


图 10-13　QPSK 信号空间图

一对相干参考信号 $\varphi_1(t)$ 和 $\varphi_2(t)$，相关器输出为 x_1 和 x_2，每个输出再和零电压的门坎相比较，当 $x_1>0$，即判决同相通道的输出为"1"，当 $x_1<0$ 即判决符号为"0"，正交通道中的 x_2 的判决相似，最后两通道的二元序列在合路器中合并、构出原始二元序列。

接收机中相干参考信号的产生必需和调制独立无关，这可用一同步环路来提供，此环路能跟踪输入 QPSK 波形的随机相位变化，而同四种可能的双码位相位调制无关，满足这种要求的环路即为图 10-15 所示的四次幂环路，原理如下：输入信号经过一个带通滤波器（BPF）过滤以限制噪声，后经过一个四次方运算，产生出载频的四次谐波，用-PLL 跟踪上此四次谐波即得出一稳定的正弦输出，后再经一四分频器分频，即得出参考载波 $\varphi_1(t)$，对 $\varphi_1(t)$ 进行 90°移相即得出参看信号 $\varphi_2(t)$ 頻率被四分频，然后在（0，2π）期间产生四种相位模糊度，为摆脱此困难，可在发方的输入基带序列中，采用差分编码，即采用 NRZ-M/NRZ-S 码型作为调制输入。

10.6.2 占用射频带宽

QPSK 中的调制符号延续间隔 T 为输入二元信息码位延续间隔 Tb 的两倍，因而当 Tb 给定时，QPSK 调制需要的射频带宽 $(Bc)_{QPSK}$ 只为相应 PSK 调制所需占用带宽 $(Bc)PSK$ 的一半。

$$(Bc)_{QPSK} = 1/2(Bc)_{PSK} \tag{10-68}$$

因为 QPSK 调制能节约带宽，带宽又是通信信道中的重要资源之一，因而，不但在高速数据通信中广泛采用 QPSK 调制，而在单路单载波（SCPC）的卫星电话设备中（32kb/s 或 64Ks/s）中也广泛采用 QPSK 调制，为进一步节约带宽，也有人在开发 8-PSK，但未得到广泛采用。

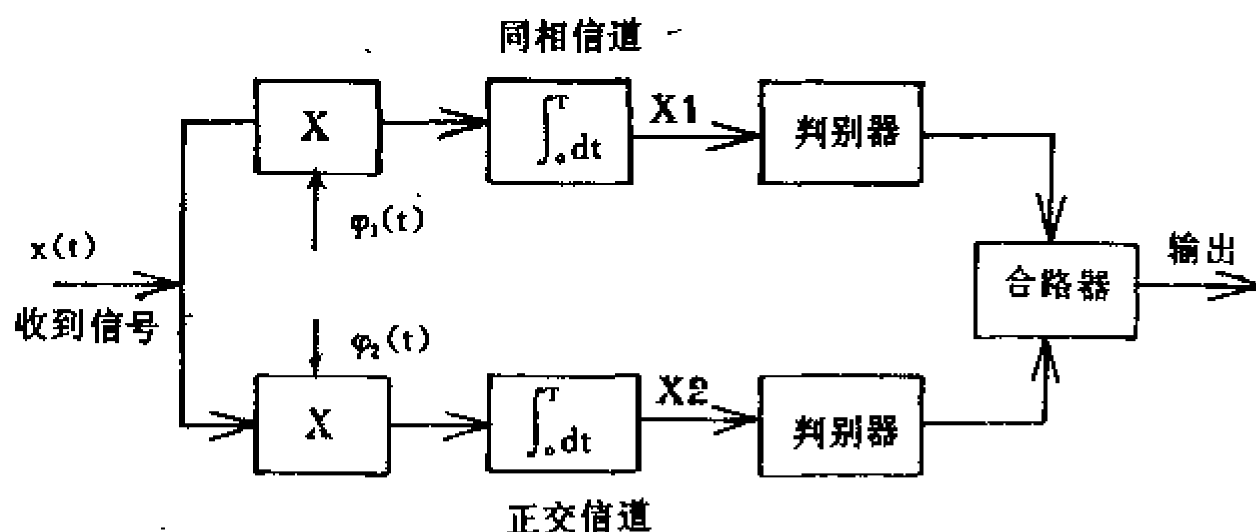


图 10-14 QPSK 接收机

10.6.3 QPSK 解调所需信噪比（SNR）

收到信号 $x(t)$ 被定义为

$$x(t) = Si(t) + W(t) \quad 0 \leqslant t \leqslant T, \quad i = 1,2,3,4$$

其中 $W(t)$ 为白色高斯噪声过程的样品函数，而白色高斯噪声过程具有零平均值和功率谱密度为 $No/2$，相关 QPSK 接收机观测向量 $\bar{X}$ 的两个元素为 x_1 和 x_2，被定义为：

$$x_1 = \int_0^T x(t)\varphi_1(t)dt = \sqrt{E}\cos[(2i-1)\pi/4] + W_1$$

$$x_2 = \int_0^T x(t)\varphi_1(t)dt = -\sqrt{E}\sin[(2i-1)\pi/4] + W_2 \quad i = 1,2,3,4$$

x_1, x_2 是独立高斯随机变量的样品值，高斯随机变量的平均值分别为：

$$\overline{X}_1 = \sqrt{E}\cos[(2i-1)\pi/4]$$

$$\overline{X}_2 = -\sqrt{E}\sin[(2i-1)\pi/4]$$

而共同方差为 $No/2$。

判决准则为：同观测向量 $\bar{X}$ 有关的接收信号点落入区域 Z_1 中时，则猜测发出的信号为 $S_1(t)$，如果 x_1 已由发方传出，但由于噪声 $W(t)$ 的作用，收到信号落在区域 Z_1 之外，则认为造成一个错误判决，以次类推。

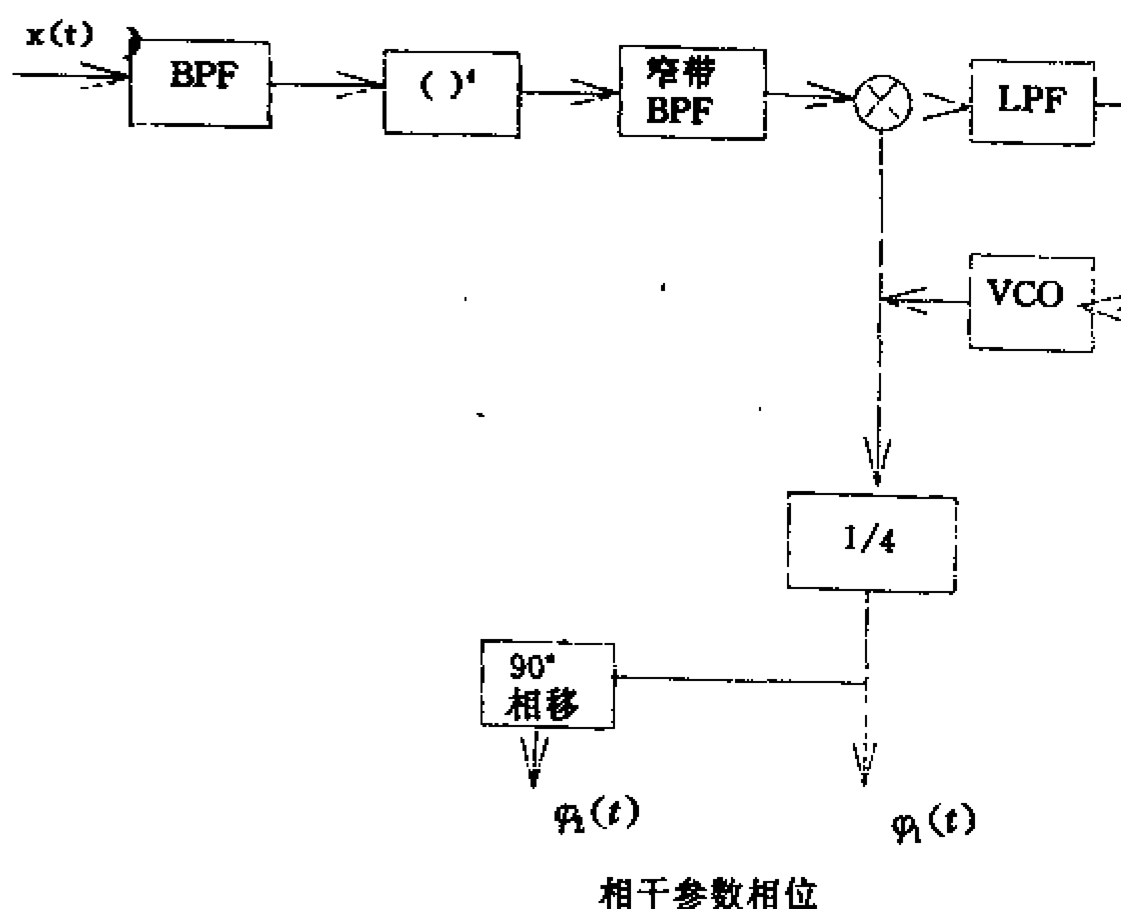


图 10-15 QPSK 四次方同步环路

因判决区域是对称的关系，推导失误概率和实际上选用什么特定信号无关，不失其一般性，今设传出的信号为 $S_4(t)$，如果收到的信号点落在信号空间的 Z_4 区域，则接收机做出正确判决，即观测相量 $\bar{X}$ 的两个元素 x_1 和 x_2 必需取正值，见图 10-15，正确判决概率 Pc 等于联合事件 $x_1>0, x_2>0$ 的条件概率，因随机变量 X_1 和 X_2（x_1, x_2 分别为其样品值）为独立无关，Pe 等于事件 $x_1>0, x_2>0$ 条件概率的乘积。

高斯随机变量 X_1 和 X_2 的条件平均值为 $\sqrt{E/2}$，和条件方差为 No/2，因而有：

$$P_c=\int_0^\infty \frac{1}{\sqrt{\pi No}}\exp\left[\frac{-(x_1-\sqrt{E/2})^2}{N_0}\right]\mathrm{d}x_1\cdot\int_0^\infty \frac{1}{\sqrt{\pi No}}\exp\left[\frac{-(x_2-\sqrt{E/2})^2}{N_0}\right]\mathrm{d}x_2$$

进行变量变换：

$$(x_1-\sqrt{E/2})/\sqrt{No}=(x_2-\sqrt{E/2})/\sqrt{No}=Z$$

则

$$P_c=\left[\frac{1}{\sqrt{\pi}}\int_{-\sqrt{E/2No}}^{\infty}\exp(-E^2)\cdot\mathrm{d}E\right]^2$$

根据误差补函数定义：

$$\frac{1}{\sqrt{\pi}}\int_{-\sqrt{E/2N_0}}^{\infty}\exp(-E^2)\cdot dE=1-\frac{1}{2}erfc(\sqrt{E/2N_0})$$

因而，

$$P_c=[1-\frac{1}{2}erfc(\sqrt{E/2N_0})]^2$$

$$=1-erfc(\sqrt{E/2N_0})+\frac{1}{4}erfc^2(\sqrt{E/2N_0})\qquad(10\text{-}70)$$

相干 QPSK 符号失误的平均概率为：

$$P_e = 1 - P_c = erfc(\sqrt{E/2N_0}) - \frac{1}{4}erfc^2(\sqrt{E/2N_0}) \quad (10\text{-}71)$$

当 $E/2N_0 \gg 1$ 时，上式右边第二项可以忽略

$$P_e \approx erfc(\sqrt{E/2N_0}) \quad (10\text{-}72)$$

在 QPSK 中每个符号含 2 个码位，因而

$$E = 2Eb$$

最后得：$P_e \approx erfc(\sqrt{Eb/N_0})$ (10-73)

即同 BPSK 要求的 Es/N_0 相同。

10.6.4 信道编译码

在高数据率数据通信道中，为了节约发射功率广泛采用信道编译码以降低解调精度门坎，信道编译码有两种方式，一种称为分组码，一种称为卷积码，在分组码中先将输入信息分解成固定码位长的数据块，然后在信息码块后面增加若干位监督位，信道中即便有噪声作用引起这个字组中的若干位出错，收方根据监督位可以发现错误（检错）和纠错。

而卷积码和分组码的运行机理不同，原始信息每输入一位，即产生出一组符号，因而信息的输入输出为连续的，这组符号（Symbol）中既包括信息位，也包括监督位，如每次向卷积码编码器输入一位信息，而产生出的符号组共 υ 个符号，则称这种卷积码的码率为 $1/\upsilon$，如果输入一位信息位其存在影响到 K 组符号，即称 K 为卷码构造的约束长度，今举 $K=4$，$\upsilon=3$ 的卷码为例，其卷码编码器的构造见图 10-16，此编码器由四级移位寄存器及三个异或门罗辑加法器构成，其中 M_1 至 M_4 为各为一位的存储器，加法器的输出为：

$$\upsilon_1 = S_1$$

$$\upsilon_2 = S_1 \oplus S_2 \oplus S_3 \oplus S_4$$

$$\upsilon_3 = S_1 \oplus S_3 \oplus S_4$$

编码器中有一个交换子顺序地对 υ_1，υ_2，υ_3 取样，作为输出符号，编码器工作过程如下：一开始寄存器全置零，输入数数据的等一个码位先进入 M_1，在此码位期间，交换子顺序对加法器输出 υ_1，υ_2 和 υ_3 取样，当下一个信息位进入 M_1 时，第一个信息位移入 M_2，交换子再对三个加法器输出取样，此过程一直继续到最后一个信息位移出 M_4 为止，编码过程才结束，如果输入如信息流为

$$m = 10110$$

则编码后输出符号流为

$$C = 110\ 010\ 100\ 110\ 001\ 000\ 011\ 000\ 000$$

如果输入信息流为 L 位，则输出码的符号位为 $\upsilon(L+K)$。

编码后的输出取决于移位寄存器级数 K，异或加法器数目 υ 和寄存器至加法器之间的连接方式，用计算机作穷举法研究结果，对码率为 1/2 的卷码构造见表 10-2，其中“1”表示 M_i 对 $\upsilon_j (j=1,2)$ 有连接，“0”表示无连接。

卷积码是一种对抗白色高斯噪声最有效的信道编码方法，其译码方法共分为门坎译码法，序列译码法和 Viterbi 最大似然译码法，Viterbi 为意大利学者，是他最先发现卷积码具有规则的可重复的篱状结构，译码方法以码的篱状结构特点为依据，因之，这种译码方法

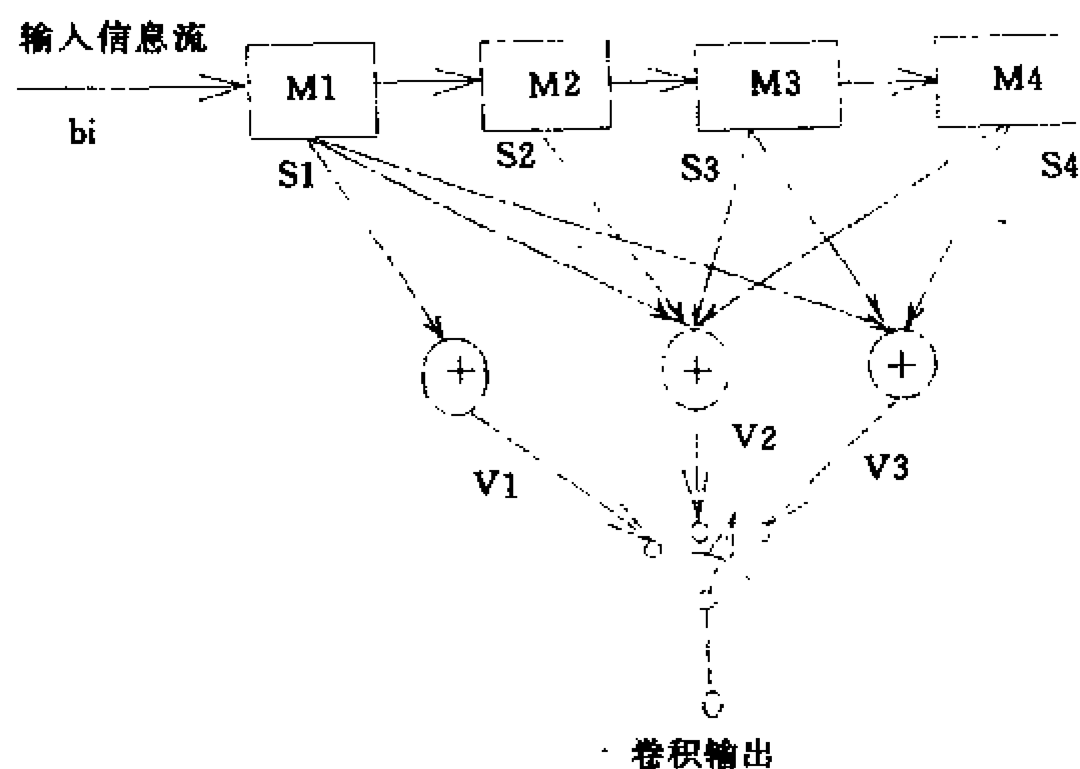


图 10-16　卷积码编码器例

即以其名字命令 Viterbi 译码法，是一种效率最高的，能对高数据率译码的当代常用方法，今介绍于后。

Viterbi 译码算法

Viterbi 译码法以码的篱状构造为基础，当输入符号进入稳定状态后（即信息位≥ k ），每前进一步，即在每个结点上计算符号差异数之和，只保留差异数最小的支路，而抛弃差异数和大的支路，达到最后时，选择差异和最小的路径上的信息位，作为估计的发出信息序列。

表 10-2　码率 1/2 卷积码编码器最佳构造

码产生器连接（ $M_1, M_2, \cdots, M_k$ ）

k（移位寄存器波数）	v_i	v_j
3	111	101
4	1111	1101
5	11101	10011
6	111011	110001
7	1111001	1011011
8	11111001	10100111

为阐明此译码过程，选择 $k=2$ 码率为 1/2 的卷码编码器为例，见图 10-17，此编码器有四个状态：a,b,c,d 相当于 $M_1M_2=00$，01，10 和 11，描述编码器对任意输入信息序列的响应方法之一为用状态图表示法，见图 10-18，图中给出四种编码器状态，当有输入信息位激励时，由一个状态向另一个状态的转换方向用箭头来代表，虚线表示“0”信息位引起的转换，实线表示由“1”信息位引起的转换，线段上的符号表示引起的 v_1v_2 输出，状态图只

表示出编码器的空间状态，不包括时间概念，如将状态图展开，并引入时间坐标（即时钟拍节）即得出卷码器的篱状构造，见图 10-19，当时钟周期>K 之后，此图是花纹重复的构造，图中连线的交点都有两种可能输入和输出，虚线代表“0”信息位输入，实线代表“1”信息位输入引起的转换，虚/实连线上的数字代表编码器输出 v_1v_2，v_1v_2 后面括号中数字，代表和实际收到符号序列相差异的符号数目，圆圈中的数字代表某一条路径的累计符号差异数，编码器如有 n 个存储元件，则有 2^n 个状态。

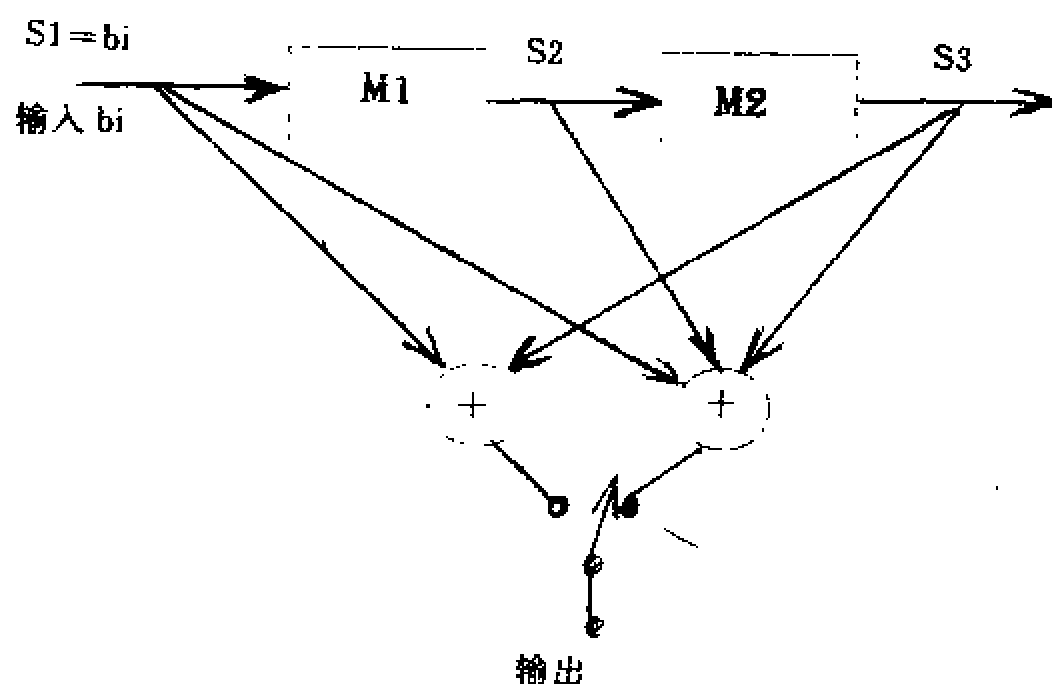


图 10-17　$k=2$，1/2 卷码编码器

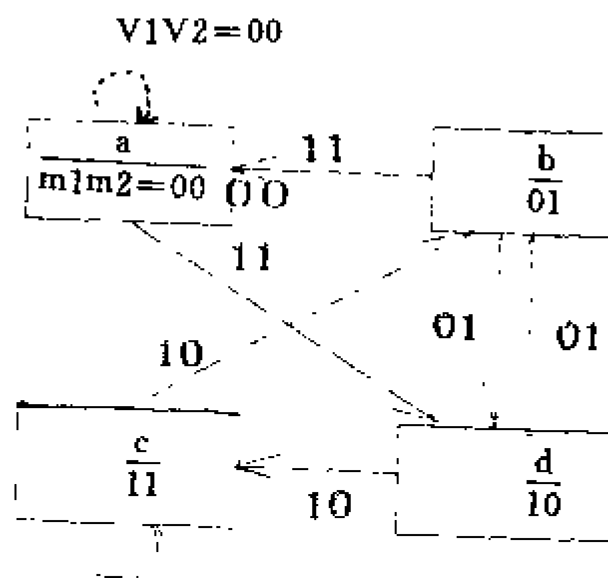


图 10-18　图 10-17 编码器状态图

卷码编码器的一般工作过程如下：开始时先对编码器中的存储器清零，然后输入一个信息块，逐位通过编码器，最后添加“0”码位，直到所有信息位移出移位寄存器，令其清零为止，译码过程是要在由开始码位到最后码位信息的所有通过编码器的可能路径和实际收到的序列相比较，寻找差异符号最小者相对应的信息序列当作真正发出的序列。

利用 Viterbi 算法。只要译码器进入稳定后，即所有存贮器都为信息位后，计算进入每

个节点支路上的符号差，计算出每条路径积累总符号差，即可将积累符号差较大的支路切断抛弃，如图 6-8 中的“X”所示最后只保留四条路径，以简化计算量。

假设收到的符号序列为

$$v_{1R}v_{2R}=10,\ 00,\ 10,\ 00,\ 00$$

同无差差的篱状图相比较，得出的每分枝差异数，表示在圆括弧中，累积差异数表示在园圈中，最后可得出，相当于v_{1R}，v_{2R}的译出信息序列为 I=00000，编码器有纠正两个失误的能力。

·卷积码的失误概率

数学波导过繁，本文只给出结果，对于常用的码率=1/2，$K=7$ 的卷码采用 Viterbi 算法译码时，信息位失误概率上限 Pb 为

$$Pb < 36D^{10} + 211D^{13} + 1404D^{14} + 11633D^{16} + \cdots \qquad (10\text{-}73)$$

其中：$D = 2\sqrt{P(1-P)}$

$$P = 1/2erfc\sqrt{Eb/N_0}$$

当 $Pb = 10^{-6}$ 时，Eb/N_0 可比未编码时降低 5.5dB。

·基带占用带宽

因码率为 1/2，一个信息位编码后变换成两个符号位，因而，如信息速率为 Rb (b/s)，则符号率为 $2Rb$ (s/s)。

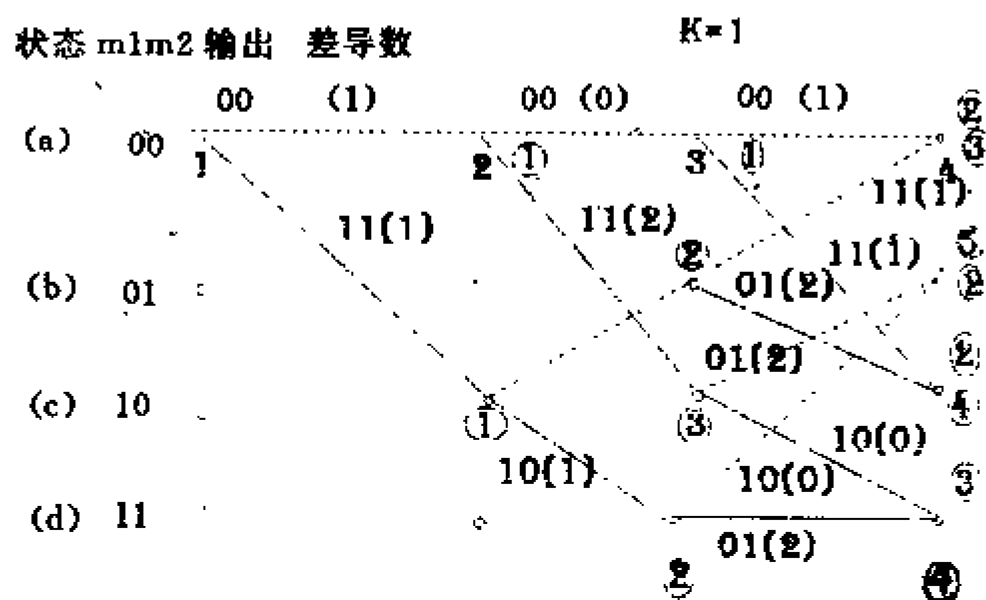


图 10-19 图 10-17 编码器离状构造图

参考文献

[1] 姜昌．遥测遥控系统原理．北航二系内部教材，1986.

[2] 欧洲空间局．遥测、遥控、跟踪和数据处理标准，航天部五院译.

[3] 空间数据系统咨询委员会．空间数据系统标准建议书（一，二册）．航天部 512 所译，1991.

[4] Hagkin Smon. Communication System，1983.

[5] Skblnik M. I Skblnik Rader Hcndbook, 1970.
[6] 航天部 704 所情报处．遥测、遥控标准文本选择，1980.
[7] 311 工程手册（测控分册），1988.
[8] Lindley W.C. Telecommunicetion System Engineering, 1973.
[9] Joseph. H yuen. Deep space telecommunicotion system Engineering, 1983.
[10] Skolnik M. I. Indroduction so redar system, 1980.
[11] Taub&D. H. Schilling L. Principles of communication system, 1986.

第11章　数据管理系统

11.1　概述

人造地球卫星有两大系统是必不可少的，一是无线电遥测，二是无线电遥控，遥测是定时或随机地采集卫星的各种工程参数，卫星的各个分系统和仪器设备的状态，卫星飞行的各种参数，以及遥控指令的执行情况等模拟量、开关量和数字量等信号、模拟量经过A/D转换成数字量信号，这些信号经过处理，包装成一定帧格式的数据文件，经副载波、载波调制，有无线通道传送至地面。地面遥测接收设备对遥测信号进行接收、解调、解包、分路等进行实时显示，记录、存储，监视卫星飞行各种参数，各分系统及仪器设备状态，以及各种工程参数，将卫星置于地面监视下运行。若卫星有故障，地面及时发现，进行必要的和可能的挽救工作。例如：用遥控指令撤换故障设备，用备份件替换故障件。挽救工作必须在遥测监视下进行。遥测系统开始是以固定帧格式的方法工作，每帧有固定路序和副帧路序。这样面定格式帧的遥测能够满足卫星的正常运行的要求，但在非正常运行时，例如：某个分系统故障时，希望这个分系统有更多信息，才能确定故障具体位置。又如：对卫星故障进行排除，这时希望有足够多的信息，以便在排除故障过程能在地面严密监视下进行。因此，客观上需要求遥测具有变格式的功能。

遥控根据需要，由地面发送相应指令，指令经过编码、加密、调制，经无线电上行通道送至卫星，卫星上的遥控接收设备，对遥控信号进行接收、解调、解密、译码还原成遥控指令，使相应的遥控开关做开或闭的动作。同时误动作经遥测系统传送至地面，使遥控指令执行在地面监视下进行。

随着微电子技术高速发展，微处理器的广泛应用。尤其是CMOS微处理器、存储器和各种接口片问世，微功耗CMOS微计算机在卫星各分系统广泛应用，各分系统的数据和状态都已数字化，客观上要求整星有一个系统将各分系统运行从信息的角度统管起来，使各分系统能为整体目标协调一致地运行。另外遥测信号可以根据不同情况，不同帧格式以满足不同要求，就变得非常简单了。由于地面支持费用高，同时我国国土的限制，卫星每圈仅有很少时间在地面支持站覆盖范围内，甚至有些圈地面支持站根本覆盖不了。此时，卫星处于无地面站支持情况下自由飞行，在自由飞行期间卫星希望能在一个系统管理下飞行，使卫星能完成预期的任务，或在非常情况下能有自我处理能力，使卫星功能更多，生命力更强。客观上要求整星有一个数据管理系统。

随着微电子技术高速发展，微计算机发展迅速，尤其是抗辐射低功耗，高集成度的CMOS微计算机问世；通信技术迅速发展；体积小、功耗低、可靠性高的高速总线技术成熟；分布式计算机系统技术发展迅速、日渐成熟……，为分布式数据管理系统创造了物质条件。

由于客观迫切需要和科学技术又提供物质基础，航天飞行器数据管理系统在各先进国家（如美国、ESA、日本等）都投人了大量人力物力进行开发，并成功地应用在已发射和即

将发射的卫星、飞船、航天飞机、空间平台和空间站上。

本章对卫星数据管理系统体系结构进行比较选择；对功能和技术要求进行详细叙述；在此基础上对卫星数据管理系统进行系统设计。

11.2 数据管理系统体系结构

航天飞行器数据管理系统结构有以下几种。

11.2.1 集中处理式

所有数据都集中在中央计算机进行处理。目前运行在空间的飞行器大都采用集中式处理，同时具有一定级别的功能冗余或物理冗余。美国航天飞机是集中式处理的数据管理结构，它由四台计算机组成一个冗余组进行工作，每台计算机监视其它计算机的输出。冗余中的表决逻辑，借助于和航天员保持系统的表决矩阵结构可自行决定一台故障计算机，使其离线。这四台计算机基本上使用相同的软件。对于关键任务飞行段，使用第五台计算机的备份飞行系统提供软件冗余（即对一般软件错误进行防护）。

11.2.2 分布式分层次处理

目前处于开发阶段的无人航天飞行器和载人航天飞行器采用了分布式分层次处理式的数据管理系统，也有一些已发射的无人或载人航天飞行器采用分布式分层处理的数据管理系统，现将它们介绍如下。

A. 美国航天局空间站数据管理系统

美国航天局空间站数据管理系统采集各工程和飞行参数，以及各分系统运行状态，对采集数据进行处理，根据飞行任务形成自动的工作计划，发出各种命令。让各分系统相应工作，让空间站按预定的任务运行。该数据管理系统结构，采用了分布式分层次的体系结构，其功能见图 11-1 和图 11-2。系统分两大部分：(1) 工程分系统管理部分，它对空间站的电源、热控、通信、控制（姿控、轨控、交会对接等控制），跟踪、环境控制及生命保障、人一机对话及操作、仪表及照明等基本分系统进行管理，这部分管理在一定的飞行任务期是不会改变的。(2) 有效载荷管理部分，它对有效载荷实施管理。它随不同的飞行任务内容而变。

无论基本分系统和有效载荷分系统，它们随时采集数据，进行处理，并进行自主管理；同时又将经过处理的参数和状态送数据管理系统。数据管理系统再进行数据处理，根据飞行任务实施对各分系统的管理。同时，又将处理后的数据文件或存入数据库，或发往地面测控中心。

B. 哥伦布计划空间部分的数据管理系统

哥伦布计划空间部分由增压实验舱、极轨平台、有人照料自由飞行器和同轨平台组成。

哥伦布空间部分增压实验舱和空间平台采用分布式分层处理，各分系统采集各种参数和状态，进行处理，实行必要的自主控制。同时将处理好的数据中的一部分送数据管理系

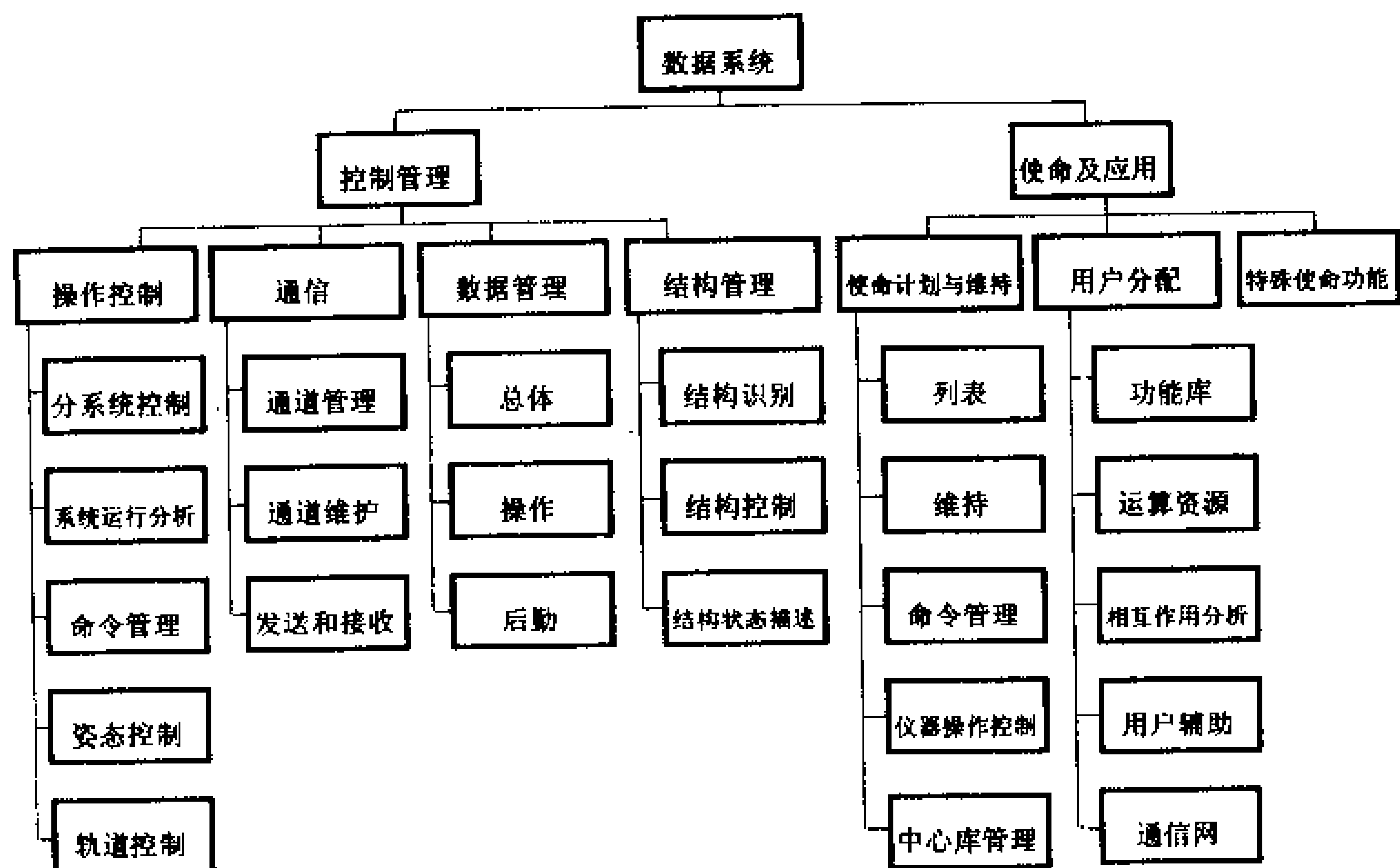


图 11-1　空间平台系统功能树

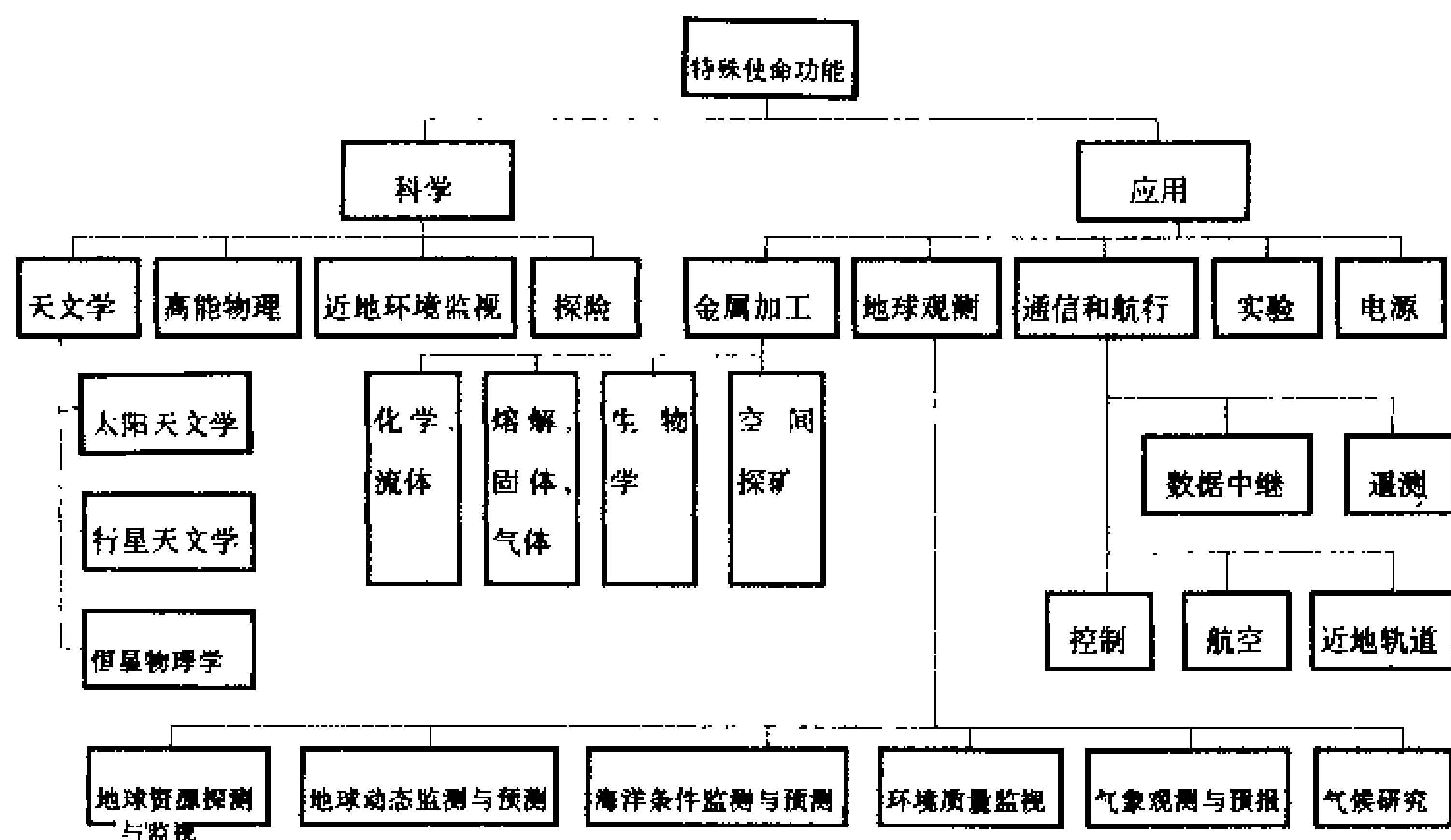


图 11-2　空间平台特殊应用功能树

统，数据管理系统对数据进行再处理，根据飞行任务，形成工作计划，使增压实验舱或空间平台按预定计划工作。并将部分数据，进行包装或存数据库，或送地面控制中心。另外

将地面送来的指令进行处理，分送各分系统，令其执行地面控制中心安排的任务。

从哥伦布计划空间部分数据管理系统的框图中（见图 11-3），可以看出数据管理系统具体组成部分。

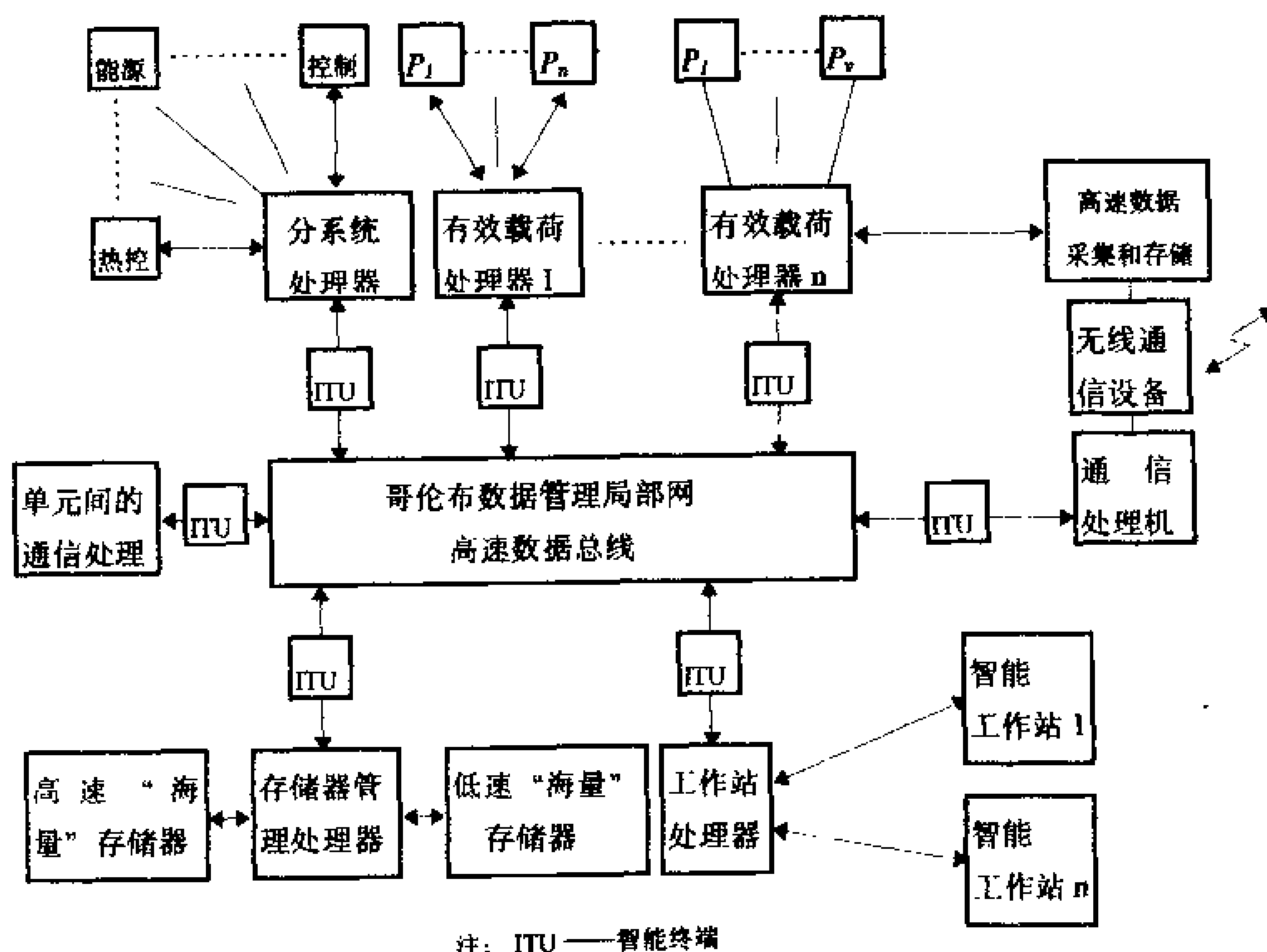


图 11-3　哥伦布数据管理框图

航天飞行器数据管理系统的发展趋势是由集中处理式向分布式分层处理的方向发展，现在研制的航天飞行器差不多全部是分级分布式的结构体系。

卫星数据管理系统采用分级分布式结构体系具有如下优点：

(1) 卫星数据管理系统随技术发展愈来愈完善。分级分布式的结构体系适应了这种客观要求。例如，某个分系统由于技术发展，其分系统本身有了较大的发展，只要新的分系统与总线接口标准不变、数据包装格式不变，就可以用新的模块替换老的模块，其它部分及所有软件无需改变。若参数处理有新的要求，这需要改变相应分系统处理软件模块，其它部分不须作任何改变。

(2) 适应有效载荷多变，因为卫星平台共用舱的各基本分系统基本不变，面有效载荷随飞行任务而变，分级分布式结构体系适应这样客观要求。例如：飞行任务改变后，有效载荷有了相应改变，只需要将有效载荷部分硬、软件模块做相应改变就行，其它部分可以原封不动。

(3) 适应于专用用户分开、普通区与保密区分开，对用户非常方便。

(4) 分级分布式结构体系，适合于系统模块化和标准化的要求。特别适合于目前技术的

微模块化，使数据管理系统更经济更可靠。

(5) 分级分布式数据管理系统的硬、软件模块化、标准化强，更加有利于卫星数据管理系统的通用化。

11.3 数据管理系统的技术要求

11.3.1 命令管理逐步由地面移到卫星上

数据管理系统的命令管理就是根据飞行任务制定自动工作计划和列表，按表命令各分系统工作，或者接收地面指挥中心指令，完成对卫星的管理。

自动化工作计划的内容有：在卫星工作期间，为了确保其工作处于正常状态，将其所有的状态、环境参数（诸如轨道、平台、姿态、温度、通信、电源等）收集起来，加以综合考虑，进而确定当前急需的控制工作，这就是卫星的"命令管理"技术，一般地说，"命令管理"以卫星微小的工作状态的变化作为自己进行工作的依据，以卫星现行状态、测量结果和卫星运行计划为条件，命令卫星有关分系统执行相应操作，该计划由一个标准格式的命令管理系统（CMS）以列表形式来完成，命令管理系统将是卫星运行使命操作的控制中心。

卫星的命令管理系统同时也要接收地面控制中心"指示"完成对卫星的相应操作。

11.3.2 卫星数据库管理

数据库管理指的是将卫星的工作状态及参数，各分系统有关工作状态及参数，以及试验数据收集起，加以处理，选择必须的数据进行包装，建立与各分系统对应的数据库。有关用户需要这些数据时，就直接从该数据库调用。自动提供数据文件和数据包装技术是它的两个重要方面。数据包装技术中的一个重要方面是建立一套标准，我们认为应当靠 CCSDS 的国际标准。

11.3.3 故障管理

卫星是长寿命的航天器，星上无人管理。因此，对具有这些特点的航天器从长远技术发展观点看，故障管理应是必不可少的。

卫星数据管理系统具有收集数据、处理、建立数据库，将部分数据传送到地面站和进行命令管理功能，它负责监视和操作卫星，同时它应具有强有力、有效的故障管理功能。

故障管理功能是对数据进行处理，计算机根据历史文件中的数据进行趋势分析，以便发现卫星部件老化和磨损等问题，然后通过遥控进行切换，去掉旧的换上备份新部件。也可以通过在线测试、诊断，发现故障，并对故障进行屏蔽，对硬、软件切换重组，换上新的备份件，消除故障，使卫星重新正常运行。

例如：数据管理系统监视各分系统是否处于"安全模式"下，若工作超过"安全模式"，则故障管理系统产生命令来切换重组有关硬件或软件来消除故障。又如：卫星电源系统，由于某种原因当电源不能满足各分系统正常运行的需要，可根据飞行任务，切掉不必需的分系统，使执行任务必须的分系统有充足的能源。"切掉"可以是命令管理系统执行，

也可以由地面的控制中心发送命令完成。

11.3.4 请求管理系统

当卫星中若干设备提出请求的要求时，该系统首先将这些要求全部接收，并且用有关信息对这些请求加以处理，给予综合解答，用一个良好的计划给予调节，有时候甚至是强制性的。例如，为了有效地进行多种使命的转变，需要采用现代化手段调节相应的系统（包括接口）的状态去适应新的使命，这就要强调有能力和有效的管理。有能力指的是用最少的操作使系统完成必要的操作；有效性则意味着所有的项目都被调节而不遗留下某种有危险的问题。

11.3.5 要适应系统发展的需要

由于卫星平台是长寿命的空间飞行器，因此，在卫星平台设计时，必须具有将核心部的设计易于迅速将未来新的技术吸收到系统中来的能力，特别是吸收信息处理，人工智能等高技术。为此提出下面一些具体建议。

A. 为了提供一种经济上合算的方法，避免具有初始工作能力的卫星平台所使用的技术过时，应考虑卫星平台和其有关设备的设计必须适应地而技术和工艺，例如，对人工智能和机器人应当明文规定：只购买不重新研制的办法，贯彻这种方针的一种办法是设计硬件所需的环境，使工业界的技术条件能够应用到空间。这种办法的一个潜在好处是，大大减少了空间飞行合格检查所需要的时间。

B. 采用标准接口

各分系统对数据管理系统总线接口采用规定的标准，如采用标准的接插件，标准的插针号和标准的电气指标，采用标准的数据包装格式、标准的速率和标准的通信协议，软件建议采用标准的子程序等。因此，随着科学技术发展，可以方便地更换分系统或部件。

C. 便于装配和维修

设计各类卫星时，采用适用的共用平台，更换不同的有效载荷时，数据管理系统有利于各部件的安装或某部件故障时便利拆除和维修。

为此，卫星平台数据管理系统各部件的设计应强调模块化，特别强调微模块化，这种设计思想是用较小的、标准的、可互换的微模块构或部件，这就使组成的系统更加灵活、维修更加方便。由于逻辑功能的标准化、单一化，从而降低了成本，提高了可靠性，并能缩短交货时间。

11.3.6 数据管理系统的总线

数据管理系统的总线是铺设在卫星平台的结构中，它难以更换。因此，总线必须适应卫星的发展，总线适信容量必须较大地超过现在的要求。

国外空间飞行器数据传送速率：

尤里卡数据传输率：高速　256 kbits/s

　　　　　　　　　低速　2 kbits/s

日本空间动力学和环境学实验室（SEEL）

科学仪器　　　　码速率

红外摄像机	200 kbits/s
光度计	20 kbits/s
傅里叶分光计	20 kbits/s
望远镜控制单位	10 kbits/s
姿态控制单元	10 kbits/s
辅助单元	10 kbits/s
全部仪器共	300 kbits/s

从 ESA 和日本资料可以看出空间平台要求数据在总线上传输码速率在 400kbits/s 左右，卫星平台在总线上传输码速率应当低于 400kbits/s。

在总线上传辅数据必须包装和采用差错控制等措施，除了传送有用信号外，它还要传送勤务信号，这就要求码速率比实际需要的码速率要高。

ESA 的尤里卡采用数据管理系统总线，总线时钟为 1MHz，一个总线传送正常数据，另一条传送数据块。因此，卫星平台的总线码速率不低 1Mbits/s。

11.3.7 容错计算机

数据管理系统基本部件之一是计算机，它是系统的关键部分，它的技术水平决定了数据管理系统的技术水平。因此，必须首先研制适合卫星平台的长寿命、高可靠、重量轻、功耗低、体积小的容错计算机系统。

a. 中央计算机系统：中央计算机系统采用一个独立的中央计算机，它管理和处理数据管理系统的一切功能，它用同样几台计算机作为它的备份机，形成一个中央容错计算机系统。例如：美国航天飞机由四台完全相同的计算机构成一个容错计算机系统。

b. 分布式容错计算机系统：多个计算机单独分别承担数据管理系统各子功能，这些计算机组成的分布式系统等效一个中央计算机系统。

分布式容错计算机系统如图 11-4 所示。用一个串联总线，将许多各自独立的微计算机连成一个分布式计算机系统，系统中的任何一个微计算机都可执行任何子任务（数据管理系统的任务分成若干个子任务）。任务分配采用动态连续重组地重新分配给各微计算机，即就是：将数据管理系统的任务划分成 N 个分任务。有 M 个微机承担 N 个任务，M 大于 N，M、N 都是正整数。在时间上分成一些时间段 Δt_{N-1}，在一个时间 Δt 段，由 A、B、C、D……执行 N 个任务，有（$M-N$）个微机处于待命状态。在本时间段内 Δt_N，由于 B 机故障，任务由 A、C、D……和一个备份机执行 N 个任务。这样一个微机故障（无论是瞬时故障，还是固定故障），在这个时间段简单地离线，系统继续操作，好像没有发生什么事一样。分配任务不采用中央控制器，而采用微机自主地竞争下一个时间的任务。例如：B、C 两个微机故障，由备份机 1 竞争到 B 任务，备份机 2 竞争到 C 任务，若 C 机恢复，在下一时间段 Δt_1，备份机 1 竞争到 B 任务，C 机竞争到 C 任务，备份机 2 仍然待命。因此，采用动态连续重组对故障处理象正常情况一样。

由于微电子技术突飞猛进的发展，微机功能、体积、功耗等性能指标有了很大的提高，客观上为分布式容错计算机系统提供了条件，故目前大家都采用分布式容错计算机系统。

分布式容错计算机系统具有如下优点：

(1) 采用微模块化结构，使计算机系统更好地实行标准化、模块化，使数据管理系统更

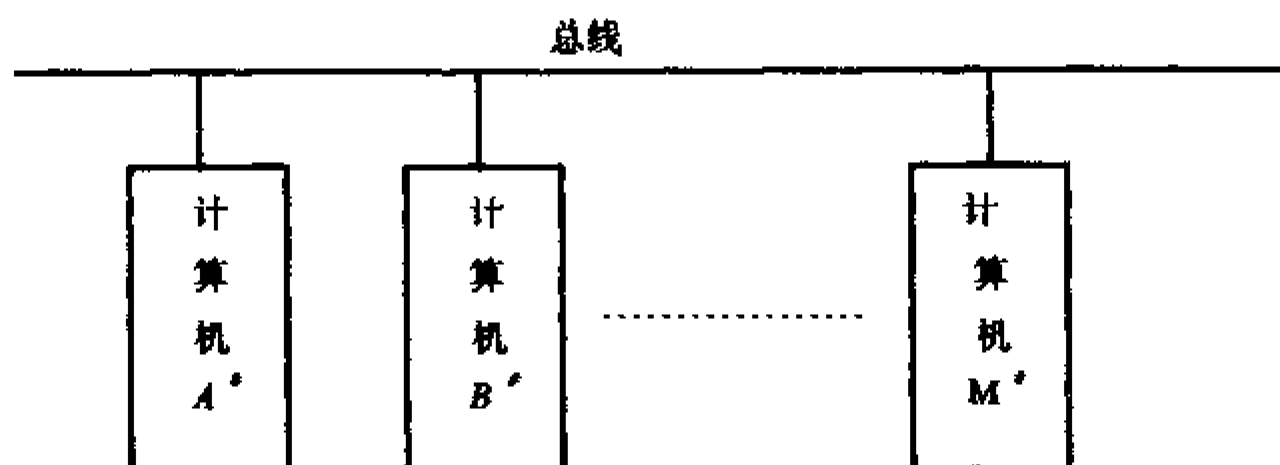


图 11-4　分布式计算机系统框图

适应于卫星平台的发展。

（2）微模块化结构的分布式容错计算机系统，能适应于卫星平台各分系统的要求。这样，卫星平台计算机系统可以规格化，减少研制费，由于需要微机数量多，产品单价低。相对的系统可靠性高，而品种少，所需备份数量可以相应地减少。

（3）由于采用了同样的计算机，采用同样计算机语言。计算机软件一致性较好。

（4）动态连续重组，故障屏蔽和系统切换重组容易实现，使系统可以灵活利用备份，获得高可靠性。

（5）动态连续重组不像一般系统故障重组，它可以把故障作为正常事情来处理，若某微机故障，象正常分配任务一样，它不去竞争下一个任务就是了。因而没有一般容错机重组延时（有许多系统不允许延时，由于延时，会使系统发生灾难性故障）。

（6）故障影响的分散。对于输出而言，重组不能保证没有瞬时失效，这是而为有故障诊断延时，即在某时间区间 Δt 内，机器发生故障，任务执行错了，但在 Δt 时间末尾才检查出来，这时错误的数据已输出了，然而由于 Δt 时比真实设备时间常数小得多，故错误执行还没有产生效果就被消除。故障也就影响消除了。这样就把故障消除了。

（7）防止潜伏故障：潜伏故障是一种内在的、固有的不能检查的故障，这是因为它的输出量在系统运行中不能检查出来，但到了一定程度就会发生危险，如采采用连续重组的方法可以避免这个问题。因为微机在每一个 Δt 内都担负起检查任何其它微机变化的责任，于是在时间上不允许有危险的组合故障的存在时间大于一帧，同时也避免了两个不完全失效的微机的“死包围”的可能性（死包围指的是两个不完全失效微机相互检查不出故障来）。

分布式容错计算机系统动态连续重组具有非常大的优点，但它的技术难度较大，因此，必须着重研究解决如下问题。

（1）要建立一套行之有效的任务分配规则，该规则保证微机自主竞争任务容易实现，并且不发生冲突。

（2）要求所有备份机必须具有所有功能的软件。这就要求我们研制容量更大的固定存储器和占有存储空间更小的软件。

（3）所有备份机必须执行所有功能，且它们必须具备有所有与功能有关的参数。而此，必须研制出“虚拟共享存储器”结构。该结构允许每个备份机访问任务一部分参数，好像是简单地从一个共同存储器中读数一样。

11.3.8 空间平台、空间站和卫星数据管理系统的继承性

数据管理系统采用分级分布式拓扑结构。它由几种模块以积木方式组合而成，故可以构成各种规格的系统。因此，可以把卫星、平台、空间站的数据管理系统的功能模块统一设计，以便使其具有继承性，从而降低研制费，提高模块技术成熟度和可靠性。

11.3.9 标准化

卫星平台为了适应技术进步和本身发展，以及使用维护方便，必须使数据管理系统硬软件模块化（最好微模块化）和标准化。标准化包括：

A. 各硬件模块输入输出的电平、阻抗标准化。

B. 数据流格式标准化。

C. 通信规程标准化。

D. 软件模块标准化。

标准化必须向国际标准靠拢，以便向先进的国家学习和与国外技术交流。

11.3.10 计算机语言

选择与具体机器无关的、可传输的、可维护的、面向用户的高级编程语言（PASCAL，C，ADA……）。同时必须考虑本国的情况，选择最适用的语言。

11.3.11 信息压缩

航天飞行器信息有图像、语言、各种工程方面的参数，信息种类多、数量大。因此，必须采用信息压缩技术。

首先，要求各分系统进行有效压缩，将多余信息去掉，将各种用信息通过总线送数据管理系统。

数据管理对信息再作进一步压缩，数据压缩可使卫星上存储器容量的要求大大降低，同时使通道的传输率降低。

以上是对航天器数据管理系统的一般技术要求，但对于具体卫星而言，由于其功能和设计目标不一样，或由于目前技术水平或器件水平达不到，只能部分实现。

11.4 卫星数据管理系统设计

11.4.1 卫星数据管理系统体系结构选择

在第11.2节中对航天器数据管理系统体系结构进行了叙述，目前和即将发射的航天器的数据管理系统趋向于采用分布式系统。

卫星除数据管理系统外，有若干个分系统组成：例如电源分系统、温控分系统、结构分系统、测控分系统、姿控分系统、有效载荷分系统等组成。目前各国趋向于采用公用平台方式，即设计一个公用服务平台，它包括：数据管理系统、电源分系统、温控分系统、结构分系统、测控分系统、姿控分系统等组成，它对某些种类卫星都能用，配备不同的有效

载荷，就组成某种用途卫星。

目前公用平台中的公用服务分系统，都广泛应用微机，它们的参数和状态都已数字化，这些分系统的计算机可以直接挂在数据管理系统总线上，遥测分系统和遥控分系统的计数机也都挂在总线上，这样它们与数据管理系统形成一个整体，它们是数据管理系统的一部分（从信息角度看），在逻辑上它们是数据管理系统下位机。各分系统对它们采集的参数、状态进行数据处理，并在数据管理系统统一指挥下，完成各自任务，使卫星按人们设计的飞行任务飞行，完成既已定的任务，使卫星按预定飞行计划运行。各分系统将数据管理系统或地面控制中心需要的参数和状态等数据按规定格式或打成数据包，送数据管理系统。

数据管理系统的计算机采集到的各种卫星飞行参数、工程参数和设备运行状态以及遥控和命令执行结果。将部分数据形成一定格式帧数据，经下行无线通道送地面站；另一部分形成一定数据文件，存入星上数据库中，作为历史数据，供星上各分系统使用，也可以根据地面站命令，将地面指定的历史数据文件，以一定格式帧送地面站。

数据管理系统计算机，按飞行任务制定飞行任务表（或者接收地面控制中心制定的任务表），根据飞行任务表给各分系统发布相应命令，让各分系统协调一致工作，以完成预定的飞行任务，并把执行情况和结果，形成一定格式数据文件，经过地面站上空时，发给地面站，使控制中心充分掌握卫星飞行情况，使卫星管运人员全部掌握卫星飞行状态、飞行参数、任务完成情况。

数据管理系统随时监视各分系统运行情况，对各分系统进行在线测试，会同各分系统送上来的自测试结果进行诊断，若有故障，对故障部件进行屏蔽，并切换重组，使该故障分系统恢复正常。或者将测试结果和故障诊断结果，形成故障报警文件，送地面测控中心，同时接地面测控中心命令，对故障进行处理。或者地面站直接用遥控指令对故障部件进行切换。例如：发觉电源系统由于某种原因欠压，这时数据管理系统可以根据任务情况，确保任务完成的必须的分系统有充足的电源，切掉与任务完成无关的分系统电源，以便在电源故障情况下也能完成任务。

因为我国地理条件和地面站较少情况下，近地卫星轨道只有部分圈数经过地面站上空，而且经过地面站上空也只有轨道很小的一段弧段地面站能测控到。因此，近地卫星大部分时间失去地面站测控条件下自由飞行，客观上要求有数据管理系统将卫星自由飞行阶段管起来。另外由于各分系统广泛应用微机；卫星用微计算机技术、局部网技术、数据库技术、通信技术、分布计算机技术，最近几年发展迅速，日渐成熟，又由于分布式系统可靠性高、硬、软件模块化好，适合卫星采用公用平台、更换有载荷舱的卫星设计方法等客观要求，鉴于国际上卫星数据管理系统大都采用分布式体系结构，我们也采用分级分布式数据管理系统拓扑结构。

11.4.2 系统描述

数据管理系统随时采集卫星的工程运行参数，以及卫星的姿态。各分系统的工作状态和参数，有效载荷的各种数据，再由数据管理的计算机进一步对数据进行处理，建立相应的数据文件，一部分数据进行包装，形成一定数据格式的数据文件，发送给地面测控中心；另一部分数据形成文件，根据卫星运行计划，进行自主控制；还有一部分数据形成文件，以标准格式存入数据库，供各分系统共用。数据管理系统接收地面测控中心的命令，指挥和

协调各分系统工作，完成卫星飞行使命。

该系统采用分级分布式的拓扑结构，使用分布式处理的方法，每个分系统仅仅负责其自身的数据处理，包括其自身的软件设计、研制和调试。为便于整体组装的调试，以及硬件和软件之间兼容，数据管理系统将为各分系统的应用软件规定标准接口以及特选的高级语言。

标准的接口单元将使用户（某个分系统）和网络连接，为了满足卫星的发展，作业量不断增长，以及应急情况控制的需要，数据管理系统网络应是可重构的，总线接口将遵守CCSDS 国际标准（该标准与ESA、NASA 也兼容），从功能上讲，挂在总线接口上的任何计算机之间可相互进行数据通信，而且总线接口还应能进行错误检测，数据群自动转发及初始化等工作，并要有一定冗余度，它还能进行自检并维护其自身的良好状态。

11.4.3 系统组成及框图

数据管理系统组成有：工程分系统、有效载荷分系统和局部网。其框图示于图 11-5。

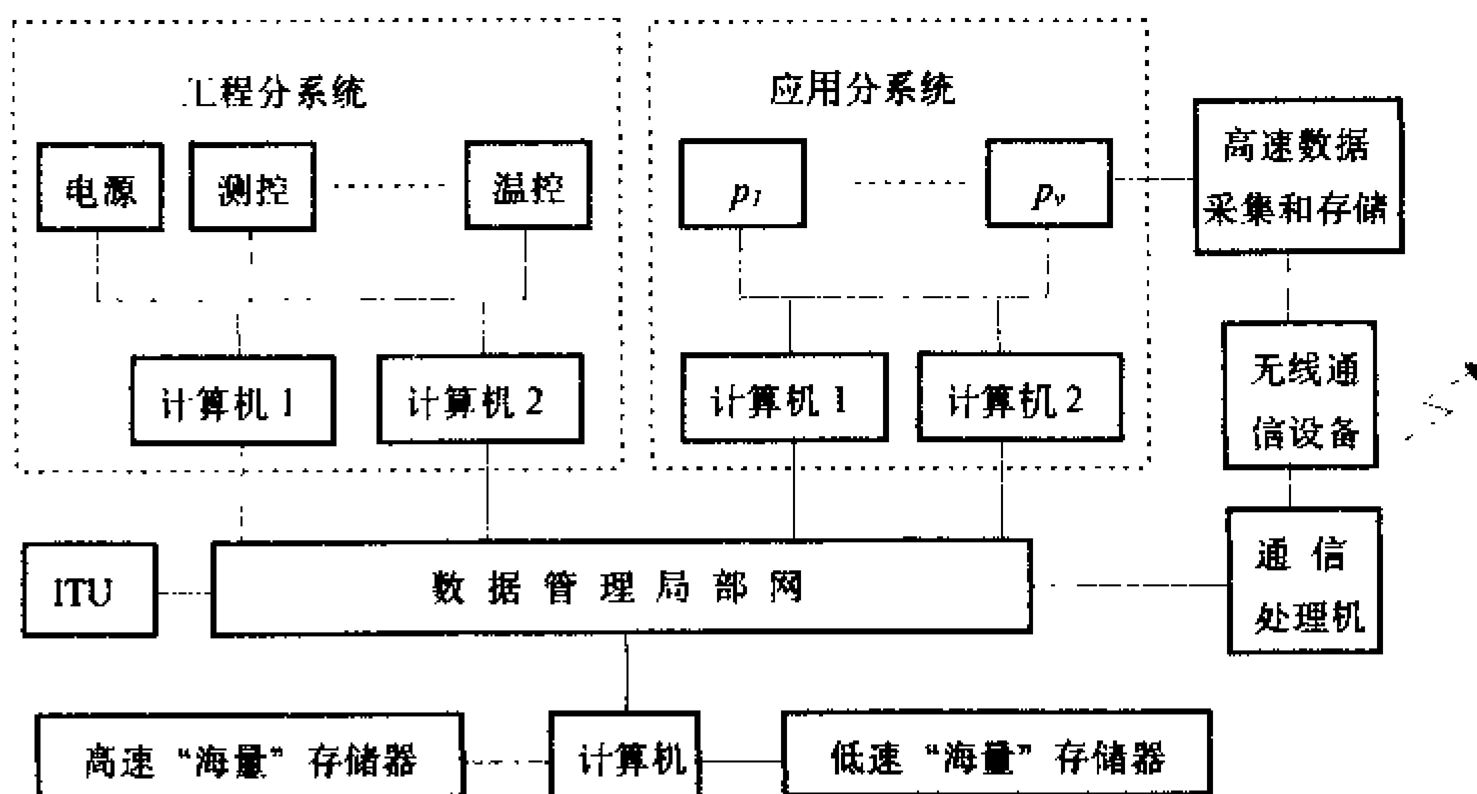


图 11-5 数据管理系统原理框图

其中工程分系统包括：电源分系统、温控分系统、结构分系统、跟踪测轨分系统、测控分系统、遥测分系统、遥控分系统等。有一组总线将以上各工程分系统与管理计算机系统组成工程分系统数据管理部分（应用分系统)。有效载荷分系统与管理计算机组成有效载荷数据管理部分。采用分级分布式容错数据管理拓扑结构，其优点如下：

(1) 采用分级分布式拓扑结构，硬件更宜模块化、标准化，从而提高可靠性，降低研制成本。

(2) 分成工程分系统和有效载荷分系统，设计新卫星时，采用工程分系统全分硬软件，选择新的有效载荷分系统，只要接口是标准的，这样只要配备相应软件即可组成新的卫星数据管理系统。

(3) 适应于将专用用户和普通用户分开，以及将普通区和保密区分开，对用户十分方

便。

(4) 适应于硬件、软件模块化和标准化的要求。

(5) 适应于卫星平台扩展的要求。

11.4.4 数据管理系统主要功能

11.4.4.1 数据管理系统完成卫星内部信息、各分系统、有效载荷分系统和地面之间的信息交换联系

主要功能有：

* 采集各分系统的数据，这些数据包括：卫星飞行参数、卫星姿态参数、卫星工程参数、卫星各分系统和卫星的仪器设备状态。
* 各分系统之间数据通路的选择及传输。
* 纠正传输误差。
* 数据的获得、保存和检索。
* 将卫星的信息数据送给地面；接收地面命令，分给有关分系统。
* 保持并分配公共时间参考信号。
* 档案数据存储。
* 报告功能状态。

11.4.4.2 运行计划和调度（OPS PLAN）

运行计划和调度是对来自地面计划人员制定的卫星短期和长期飞行计划，我们将研制一个执行该计划、调度软件，来完成卫星运行计划和调度

主要功能有：

* 运行调度
  近期（每日）
  长期（每周、每月）
* 用户服务
  载荷监控
  其它
* 舱内检查
  程序复习
  仿真
* 订计划
  飞行运行计划
  临时计划
  应急计划
  分系统重构计划
  其它

11.4.4.3 设备管理、故障对策、维修指南

(1) 它是一个动态数据库和静态数据库，管理着整个卫星的设备，既有机械设备也有电子电气设备，包括它所携带的有效载荷，备份件状态等。

(2) 它是一个运行软件，让卫星自主运行。

(3) 它可完成故障诊断和排除。采用分级分布式的自测试、诊断与互测试、诊断相结合方法，将测试、诊断结果，通过指令系统排除故障，或将结果传给地面控制中心，通过遥控指令排除故障。

* 分系统管理
  初始化
  状态和运行状态监控
  分系统重构
  无人操作的命令
  终止工作
* 设备管理
  对卫星结构进行监测
  执行地面控制中心的命令
  执行运行计划分系统命令、执行预定操作
* 安全性保障
* 资源分配

以上是数据管理系统主要功能，有些在短期内不一定能实现，但随着计算机科学发展，终究会在卫星中实现。

11.4.5 数据管理系统的计算机硬件设计

11.4.5.1 计算机选型

选型原则：

(1) 先进性：由微计算机发展神速，卫星研制周期长，往往在卫星发射时，计算机已经相当落后了。因此，要保持绝对先进性是难以做到的，可采用向后兼容的硬、软件设计策略，更换微处理器和大集成度存储器的方法保持动态的先进性。

(2) 可靠性：可靠性是头等重要的原则，没有可靠性一切无从谈起。因此，必须选择国内外有宇航级并有货源的计算机器件，并要有一定抗辐射能力。

(3) 体积小、重量轻、功耗低的计算机及各种外围接口器件，尽可能选用超大集成度的宇航级的 CMOS 器件。

(4) 实用性：根据任务的需要，选择满足任务要求、技术成熟、具有丰富外围芯片支持、有丰富系统软件、工具软件和应用软件的计算机系统。采取以最少人力、物力、资金开发出实用性好、先进、可靠的星载计算机系统。

11.4.5.2 容错设计

卫星数据管理系统中的计算机由于下列原因可靠性要求愈来愈高：

(1) 计算机从地面进入航天领域，由于各种噪声、电磁干扰和电磁辐射等环境条件恶化，计算机容易出错。

(2) 随计算机性能提高，运行速度更高。高速运行的计算机系统容易出错。

(3) 随着卫星性能提高，卫星功能多。寿命长、自主程度高、系统更加复杂，若卫星数据管理系统出错，使卫星功能部分或全部丧失，就会带来巨大经济损失，故要求数据管理系统的核心部件计算机必须有更高的可靠性。

提高可靠性有两种方法：避错设计和容错设计。

避错设计思想是：设计一个计算机系统，使之尽量可靠，不出错。设计人员对计算机硬、软件进行精心设计，使设计尽可能完善，选择可靠性高的元器件和外部设备，对元器件进行严格老化筛选，对生产工艺进行严格控制，对产品严格检测和验收。但避错设计只能提高计算机可靠性，不能容忍错误，一旦某元器件或软件发生错误（或者说故障），计算机就发生故障。

容错设计：容错是指出现故障、错误和其它异常或预想不到的情况，仍能得出正确结果的能力。具有一定容忍错误的能力的设计叫容错设计。

以微机为核心的数据管理系统，提高可靠性必须进行避错和容错设计。避错设计是提高计算机可靠性的基础，容错设计只有计算机达到一定程度，可靠性才会有重大效果（即可靠性可以大大提高）。但避错设计使计算机可靠性达到一定程度，再提高可靠性，其成本会剧烈上升，而可靠性甚至提高甚微。若在此基础上进行容错设计，花费较少的代价，其可靠性会大大提高。

容错计算机有两种：真正的容错计算机、复原式容错计算机。

(1) 真正的容错计算机：具有真正容忍错误能力的计算机，能容忍和安然渡过故障危机，不需要任何软件和硬件复原工序，故障对系统功能和用户软件丝毫无损，处理功能也不会因此降低。

真正容错计算机是建立在硬件冗余上的容错计算机。这种容错计算机的所有硬件都是冗余的，在故障时无故障部分继续工作，服务不中断。真正容错计算机对用户十分友好，用户在使用此类计算机时，编辑、操作、维护无特殊要求。

(2) 复原式容错计算机：故障能损坏系统功能及应用软件，故障发生后，由在备件上运行软件对部分或全部用户软件进行复原工作。由于部分硬件功能丧失，复原后计算机只能提供有限的处理功能。由于复原过程必须调度备件和执行系统复原程序。因此，复原式容错计算机系统必须兼备硬件容错及软件容错。

复原式容错计算机系统，编制应用程序时，必须考虑到软件容错特殊性，故编制软件较难，对用户不十分友好。

目前航天飞行器，在西方先进国家大都采用建立在硬件冗余基础上的容错计算机系统，例如：美国航天飞行采用四个冗余的计算机系统，在关键飞行段采用五台计算机容余，第五台计算机，由另一套完全相互隔离的人员编制软件，故它们不但可以容忍计算机硬件故障，同时也可以容忍软件故障，故这个计算机系统十分可靠。

容错计算机的容错技术主要是解决多计算机的同步，信息的交换，故障测试、诊断、故障屏蔽，切换重组等技术，这些技术在许多资料上都有叙述，在此不再赘叙。

在分布式计算机系统中，多个计算机并行工作，它们完或各自的任务，对于关键任务，

有几个计算机共同完成，它们分别对同一事件进行处理，其结果进行表决，屏蔽掉错误，执行正确结果。若不同计算机软件有互不认识，互不交换意见的人员编制，该系统不但容忍硬件故障，同时也能容忍软件的故障，这样计算机系统就更加可靠。

微计算机发展迅速，其工作速度有了很大提高，一般而言，实际任务仅需计算机机时百分之几到百分之十，故它们有能力管更多任务。例如：分系统处理计算机一号与二号，有效载荷分系统一号与二号，它们平时所管任务仅使用其机时一部分，它们可以相互备份，彼此在需要时相互支持。因此，我们在分布式系统，可以广泛采用两两、三三，甚至更多的相互支持式的容错计算机系统，有计算机故障时（无论瞬时故障还是永久故障），系统优美降级运行，全部飞行任务或者重要飞行任务都还能完成。

系统中信息（即各种数据文件）采用多库存放。例如甲机的数据文件其副本放在乙机中，乙机的数据文件的副本放在甲机中，这样只要两个机不同时故障，数据文件就不会丢失。若三机相互支持式容错，只要三个计算机不同时丢失数据文件，数据文件就不会丢失。这样，系统就十分可靠，当然相互支持式机器愈多可靠性愈高，实际上三机相互支持式容错计算机系统，在工程上已经可以认为是无故障的计算机系统了。

在计算机软件上我们可以采用许多容错措施，主要有：程序卷回、指令重执、定时重复地初始化，数字滤波，多数表决等技术，利用时间和信息的冗余有效地消除各种瞬时干扰造成的错误和数据丢失。

11.4.5.3 电磁兼容性设计

计算机系统须严格遵循航天部有关电磁兼容性标准及规定，计算机的电路设计应遵循电子电路电磁兼容性设计的标准，例如：501 设计部标准“Q/WY36－8811 电子电路电磁兼容性设计要求”，其实施要点是：

* 电源电路标准程式为：

隔离变压器（三层屏蔽）—电源噪声滤波器—开关电源—直流稳压电源（指板上三端稳压器）。

* 电源电路良好的电磁屏蔽。
* 大电流信号地、小电流信号地、结构机壳地、电源地分开走线的四地线制，以及尽可能分开模拟地和数字地。
* 印刷板设计规范，包括元器件排列、走线、滤波等方面的严格规定。
* 板内、板间、机箱间的接口电路隔离和抗干扰设计。
* 信号传输线采用屏蔽双绞线（1cm 多于 1 绞），单端接地。
* 机箱屏蔽并且机壳接地。
* 理场布线，信号线与动力线，大电流信号线与小电流信号线严格分开。
* 良好地线系统，接地电阻$\leqslant 1\Omega$。

11.4.6 数据管理系统计算机软件设计

近年来，计算机软件已成为计算机系统的主体。它是决定计算机系统成败的关键。

但是计算机软件的开发和检测存在不少问题。60 年代，软件开发在整个计算机系统成本中仅占很小部分，因此，管理工作和技术工作主要是控制硬件成本。随着微电子技术的

发展，硬件成本垂直下降，五年硬件成本降低三个数量级是很普通的事。然而，软件成本却持继上升。到 80 年代，在计算机开发过程中，软件占计算机系统成本中绝大部分。

卫星数据管理系统中，计算机和局部网等硬件是基础，而软件是灵魂，它决定了计算机系统的先进性、可靠性、实时性和实用性。在国内，很长一段时间软件被忽略了，花费了很大气力去研究开发硬件，获得长足进步，但软件与国际先进水平差距却非常大，它已成为制约星载计算机系统发展的重要因素。

作者亲身经历，在许多实时计算机系统现场运行数据表明，故障多，实时差，实用性不好，这主要是计算机系统软件水平低引起的。但目前刚刚引起领导和多数工程技术人员的重视。

数据管理系统中的计算机软件，是 -种专用软件，它与一般软件要求不一样。

(1) 要求可靠性特别高，一般计算机软件运行时发生故障（例如：死机），复位重新运行，而实时系统软件故障，可能导致重大经济损失，甚至发生机毁人亡的恶性事故。若卫星数据管理系统的计算机软件故障，轻则影响飞行任务完成，重则使卫星报费。

(2) 要求实时性强。数据管理计算机是监视、控制和协调各分系统的运行。确保卫星按原定计划运行，必须非常及时，才能完成任务。因此，它比一般计算机（指事务管理机）软件有更高的实时性要求。

(3) 要求实用性好。使用数据管理系统计算机有总体部卫星专家、基地的工程技术人员和各个领域专家。他们对他们从事的专业非常精通，但对计算机软件并非精通。因此，计算机软件必须使用数据管理系统、对数据管理系统维护十分方便。

11.4.6.1 高可靠性软件设计方法

软件设计者水平并不比硬件设计者低，软件测试费较硬件测试费高许多倍，花费时间也比较硬件多得多，但生产出来的软件产品比硬件产品可靠性差。其原因是：软件比硬件复杂得多。软件生产是个体生产，它主要决定编制软件人员个人素质高低。硬件能够忠实地解释执行预先规定的工作方式、功能、命令；软件对输入处理随处理对象不同而变化；硬件中机械命令是各自独立的，一般不考虑命令间的接口；而软件处理问题时，各功能间一般有复杂的关链，各功能之间接口设计非常困难。因此，软件较硬件复杂得多。为了提高实时软件水平，我们必须依靠高可靠性软件设计方法，下而介绍一种复合设计法。所谓复合设计法是由顶向下逐步细化分层结构，一个功能对应一个程序模块的程序设计方法。其特点是：模块划分基准明确，模块接口基准明确，使接口错误达到最少。该方法最大限度减小质量依赖于软件人员素质。

复合设计（过程示意图见图 11-6）是将复杂的软件，进行分层，再根据功能分成模块，以提高模块的独立性，从根本上消除软件太复杂引起可靠性低的原因。模块是软件的基本程序单位，它是可执行命令的集合。它具有固定名称，可被其它部分调用，并且可以单独编译。在程序分割前，我们叙述一下各种程序模块强度（结合度）和模块间的耦合度。模块强度可分成 7 类，强度愈高，模块独立性愈强。各种模块强度请看分类表 11-1。

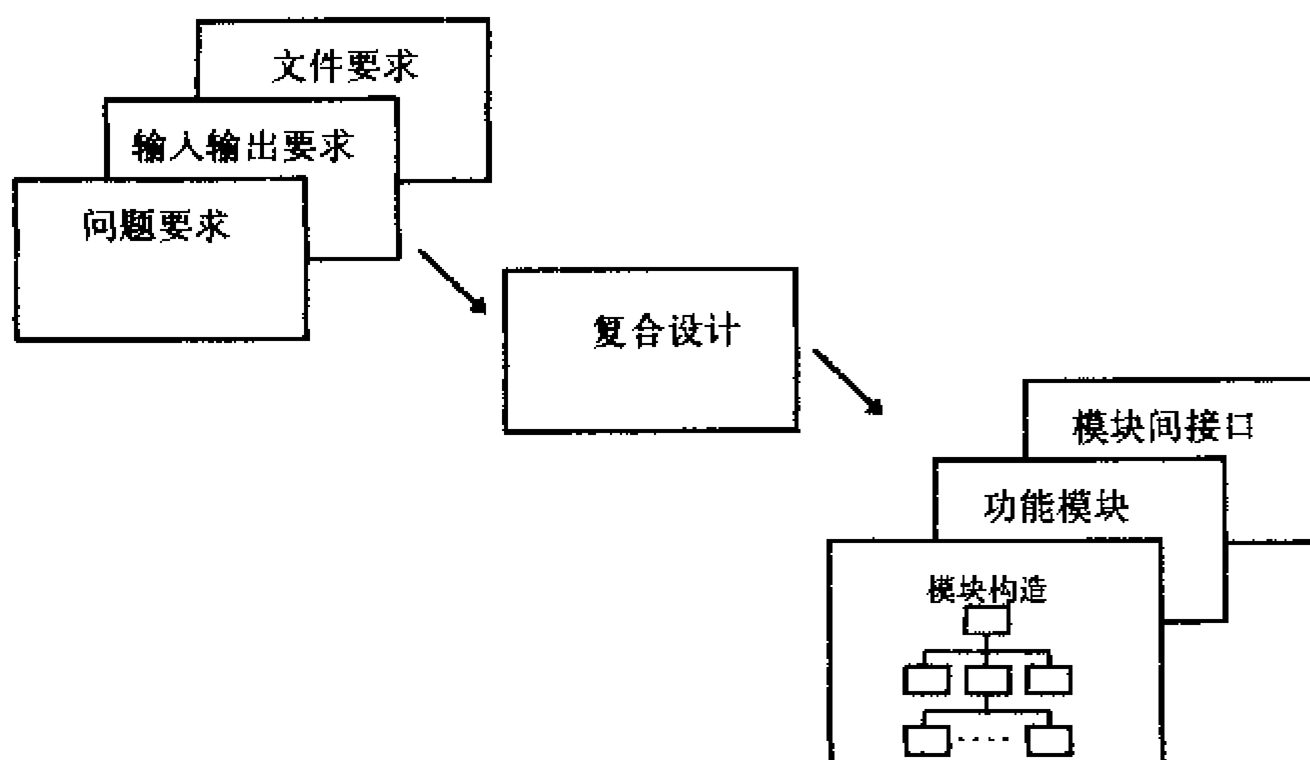


图 11-6 复合设计的过程示意图

表 11-1 模块按强度分类表

强度等级	种 类	定 义	特 征
最低	隐含型	·不能进行功能定义 ·执行互不相关的多个功能	·模块内各要素相关性低与其它模块相关性高 ·接口复杂 ·复杂使用、维护、扩展困难
次最低	逻辑型	·包含相互关连的几个功能由调用模块选择其一实行之 ·选择哪个功能由接口指示	·具有单一接口，其参数因选择的功能不同，有时被解释，有时被忽视 ·要使用某一功能，必须了解其它功能有关知识 ·接口变更会影响所有功能 ·需要设计功能码及出错检查
再次最低	时间型	·实行逐次顺序进行多个功能，功能只时间关系	·模块内多个功能间关连性低与其它功能相关性高
中等	顺序型	·逐次实行多功能，功能之间具有与用户要求有关的关连性	·没有突出的优点，也没有明显的缺点
再次最高	连络型	·顺序型＋（功能有数据相关性）	·强度较顺序型强
次最高	信息型	·具有多个入口 ·各入口执行单一的固有功能 ·全部功能处理共同的数据 ·是几个相关的功能型模块组合体	·数据结构变更只影响一个模块 ·消除了逻辑强度型的问题 ·独立性、扩展性高、出错率低
最高	功能型	·只实行一个固有功能	·强度强

由表 11-1 可以看出，要设计高可靠性软件，必须尽可能选用功能型模块。模块强度是衡量模块内部关连性的尺度，关连性愈强，强度愈高，独立性愈高，由这样高强度模块组成软件，其可靠性愈高。

模块间结合度是衡量模块间关连性的尺度，关连性愈强，模块间结合度愈高，这样模块组成的软件，其可靠性愈低。因此，模块间结合度希望最弱，最好模块间毫无关联。模块间结合的方法有六种，其结合强度也可分六种，见表 11-2。

表 11-2　模块间结合方法分类表

结合度	种　类	定　义	特　征
最紧密	内　容	・直接访问其它模块内部 ・不是 call 而是直接转移	・受到其它模块变动影响
紧密	共　通	・几个模块访问同一大块数据（含不同种数据）	・程序不易读 ・受其它模块变动影响 ・再利用困难 ・定义不必要的数据很困难
较紧密	外　部	・几个模块访问一个大块数据项(同种)	・程序难读 ・再利用困难 ・不必要的数据定义
较弱	控　制	・传送控制其它模块逻辑的参数	・容易变成逻辑强度
弱	stamp	・在接收的参数中含有一部分不使用数据的数据结构	・与记录内无关系的变更也受影响 ・具有多余数据 ・可以暗箱化 ・消除难读用问题
最弱	数　据	・利用参数传送同种类数据项	・可暗箱化 ・没有多余数据 ・再使用性好 ・结合范围小 ・当参数表很长时，有些不方便

从模块间结合方法分类表可以看出，数据结合其结合度最弱，设计成这样的模块间结合最理想的，若采用 stamp 结合也是较好的设计。

因此，要获得高可靠性软件，首先将软件分层，按功能模块化，模块尽可能采用单功能模块，同一层模块间相互无关，模块只受上级调度。若软件系统有一个实时多任务带智

能的操作系统为上一级；各功能模块为单功能，它们之间相互无关，实时多任务操作系统与功能模块之间采用数据结合方式。同时实时多任务带智能操作系统具有超时控制，所谓超时控制就是给某进程 n（功能模块 n）一定时间，例如某进程执行时估计最大 x，超时为 $y(y>x)$，当 y 到，非屏蔽中断，强迫进程 n 交出 CPU，从而防止程序在进程 n 走死。另外，功能模块采用校验码检错；数据文件采用校验码检错等措施，使软件获得更高的可靠性。

11.4.6.2 数据管理软件实时性

数据管理软件实时性是软件操作计算机系统硬件设备能实时地完成设计者赋与数据管理系统的各项任务。因此，实时性是一个相对概念，它随任务不同而异。

数据管理系统任务对实时性要求有如下特点：

(1) 任务处理时间上的随机性，数据管理系统的有一部分任务是随机发生的，发生时有的可以等一段时间处理，有的必须立即处理。因而任务处理时间上的随机性很强。

(2) 任务的固定性和周期性，卫星数据管理系统一旦任务确定了，软件编制完，系统开始运行，就不会再改变。同时有许多任务具有很强周期性。

(3) 各个任务在优先级（或者说重要性上，或者说对实时性要求上）存在很大差异。

根据以上特点，数据管理系统计算机软件必须有一个实时多任务操作系统对任务进行调度，才能保证系统实时性。

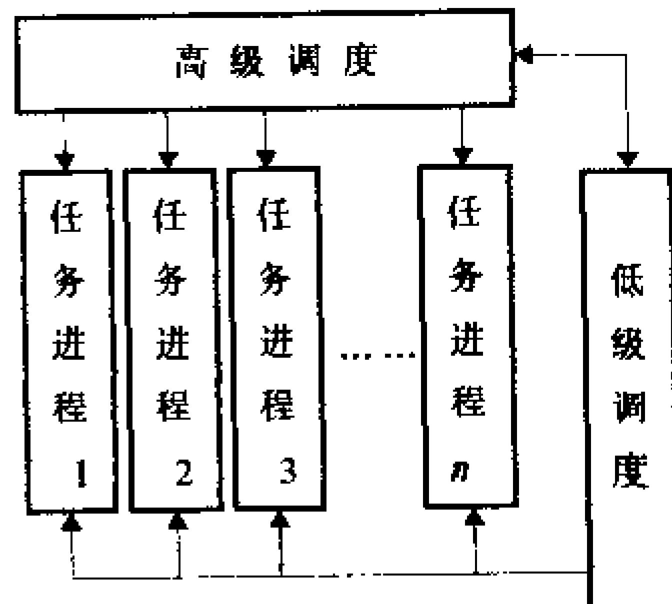


图 11-7 实时多任务操作系统

实时多任务操作系统（图 11-7）是采用了基于知识的实时多任务调度方法，其特点是将任务调度的全过程分为两个层次完成，即高级调度和低级调度。高级调度负责解决根据系统功能，面对环境条件，系统应该“干什么”，而低级调度则负责解决“怎么干”。

任务调度的两个层次都是基于知识工作的，但是由于它们的功能不同，所依据的知识相异。高级调度所依据知识主要是有关整个系统的知识和有关用户应用环境方面的知识，例如：完成某一特定任务必须与系统的各个部分的工作状态和用户环境条件有关。而低级调度所依据的知识则是有关高级调度所提出各项任务在本系统中执行过程的知识，例如：有

关本系统中共享资源使用和高级调度任务单中任务优先级及时间顺序关系等方面的知识。

在每一个采样周期开始，所有任务进程都处于等待状态，高级调度根据时间、系统参数、设备状态，以及有关的其它信息等数据，与有关用户任务和环境等知识，制定当前的运行计划，该运行计划是全部任务的一个子集。然后，高级调度对运行计划任务子集发信号，并确定优先级，将任务子集各进程激活，从而完成本采样周期任务调度使命。低级调度则对该子集进行管理，分配资源，按优先级协调它们的相互关系。根据各个进程进展情况、适当调整优先级，直至各进程功能完全做完，完成低级调度的使命。

由于系统中有了实时多任务操作系统，使系统中的任务可以并行运行，这样该实时系统中才能实时地处理各种任务（包括随机任务），确保了系统实时性。

参考文献

[1] Data system Architecture considerations for a space station, AIAA 83－2346.

[2] Data system concepts for space stations, N83－25747MF.

[3] “哥伦比亚”号航天飞机的数据管理系统，E—43648—U。

[4] Space station software Issues, N85－20689.

[5] 空间站系列文集第十一集，空间平台，航空航天部第五一二研究所出版，1988 年 8 月。

[6] 现代测控管理系统工程，北京：宇航出版社，1993 年 9 月。

第12章 总体电路设计和电磁兼容性

12.1 概述

卫星一般按其功能进行分类，但无论哪一种卫星均不外乎是一电子设备的集合体。卫星的绝大部分的电子设备是以独立的结构块存在的，若干个电子设备以其特有的功能组成某些具有特殊功能的分系统，而多个分系统就组成为整个卫星。把卫星上独立存在的若干个独立设备连接成相应的几个分系统，又把这些分系统连接成整星使其完成预定的功能就是卫星总体电路所承担的任务。

卫星内部空间狭小，各类仪器部件分布密集，设备之间电连接网络纵横交错，不可避免地要产生各种耦合干扰。随着航天技术的高速发展，卫星上将出现许多更先进、更复杂的电子电气设备，如大规模集成电路和电子计算机；由于功能要求的扩展，就需要高速度电路和宽频带的带宽，频带上的工作频率点也将更加密集，这就会使电磁干扰更加严重，因为每个电子或电气设备工作时都会产生电磁噪声，这些噪声都将或多或少地影响到其它电子电气设备的正常工作。

卫星的电磁兼容性设计就是为卫星创造这样一个理想的工作环境，即使卫星上每一个电子电气设备在工作时产生的电噪声既不影响其它设备的正常工作性能，而且也不受外来的电磁噪声的影响。

卫星总体电路设计和电磁兼容性设计均为卫星总体一级的设计工作。在卫星方案的可行性论证阶段就应着手这两方面的研究工作，并有相应的可行性论证报告对整星各个分系统提出初步要求。要强调整星及各个分系统从设计开始就考虑总体电路要求和电磁兼容性分析，从而能以一种可预测的、及时而经济的手段实现各设备之间接口协调性和电磁兼容性。避免那些通过试验发现问题再解决问题的作法，因为这样做存在的风险大，解决问题所付出的人力、物力和时间的代价也高。

12.1.1 卫星总体电路

用于卫星供配电、信号转接的装置和以线缆连接方式构成卫星各分系统设备间电连接的电路称为卫星总体电路。卫星总体电路一般视构成卫星的分系统的多少，功能的复杂程度由一个或多个配电器、信号适配器、火工品启爆装置和低频电缆网组成。

由于总体电路与卫星的数十个乃至于数百个电子电气设备存在着电联系；并必不可少地与运载火箭及卫星地面测试设备有着电连接，因此总体电路工作就是处理这些大量的接口协调工作。为保证整星工作的可靠性、安全性、协调性，在卫星设计的初始阶段，就要在总体方案中明确对各分系统及设备的电设计和接口的基本要求。这些要求是集卫星总体电路对各分系统的一般要求及特殊要求（这些要求是针对具体的卫星型号的功能，构成的特殊性提出的）。即把该型号卫星的主要的规范性的协调要求通知各个分系统，使各个分系统在设计初期就将这些要求考虑到方案设计中去。分系统及设备无特殊情况均应满足这些

要求，以达到卫星各分系统和各设备工作的协调性、一致性、可靠性和电磁兼容性。

随着卫星研制阶段的步步深入，总体电路的协调工作也随着细化和深入，各分系统或设备的设计及特殊功能要求又将反作用于总体电路的设计，从而使总体电路的设计工作趋于完善，使卫星既能保证任务的完成，又能满足规定的可靠性和电磁兼容性指标。

卫星总体电路的硬件设备包括有卫星配电器、信号适配器、火工器装置启爆电路和低频电缆网等。这些设备应各个型号卫星的任务要求、系统设置、设备配置的不同而不同。由于随着技术的发展进步和元器件的更新换代使总体电路的设计越来越先进，另一方面总体电路的服务对象是整个卫星的电子设备，即使是同一型号的卫星，每个批次也都还有一些设备的增减变化，更何况不同型号的卫星，由于其功能各有着重点，即有效载荷的不同，势必给卫星分系统的组成，卫星构形、轨道，空间环境带来很大的变化和影响。总体电路要依据这些不同的变化和要求进行设计，因此每一颗卫星的总体电路均不尽相同，各有差异。

12.1.2 卫星电磁环境

卫星是机电设备装配密集的整体，由于受各种条件的制约，卫星设备中被称为干扰源的设备和敏感设备及耦合通路往往是靠近的；各类电源与靠其供电的设备也是靠近的，并且电源输入输出线缆近傍还将装有其它敏感设备。

卫星内部无线电波频段多，频率密集，早期的卫星虽有超高频和甚高频两个频率，但频率点密集；现阶段功能复杂的卫星甚至超过五六个波段，频率点亦很密集，干扰机遇非常多。

卫星的外部电磁环境也很复杂，一是卫星在地面测试阶段和发射时受地面设备和运载工具的电磁干扰。二是卫星在空间运行时受外层空间粒子的电磁辐射干扰。三是静电积累。卫星内部的静电积累及高速运动时与周围空间粒子摩擦产生的静电积累电荷会引起电弧放电，会对卫星产生电磁脉冲干扰。

卫星电磁干扰的控制受到的制约条件很多，由于卫星体积小、重量轻、功能复杂，许多分系统和设备都有各自的特点和要求，有些要求是与电磁兼容性要求相勃的。因此要较好地解决卫星电磁兼容，处理好卫星各分系统之间及各设备之间的电磁干扰须付出艰辛的努力。

12.2 供配电

以继电器为主要控制元件对卫星的各个电气分系统、设备及部件进行供电控制是卫星总体电路的主要功能之一。

12.2.1 供配电原理

卫星总体电路接受卫星的一次电源、二次电源及在地面测试中代替星上一次电源的地面电源，根据各分系统及设备部件对电源的要求和工作程序，采取相应技术措施进行合理的供电分配以满足星上各分系统、设备及部件最基本的工作条件。

总体电路将尽可能采取一切技术手段，包括从电路设计（含可靠性和电磁兼容性设计）、元器件选择，电缆设计，布缆设计等一系列工作来保证供配电的可靠并使电源传输损

耗降至最小。

12.2.2 供配电设备

总体电路中承担供配电任务的设备一般称之为卫星配电器。

根据卫星一次电源和二次电源的配置情况和供电体制的不同可有一个或多个配电器的存在。

12.2.2.1 电源配置及供电体制

诚然，一个电源模块可以而且能够为星上的多个电气电子设备供电，但馈电线作为天线会接收周围环境的电磁辐射能量，也会接受邻近的其它电缆线的感应串扰并把它们耦合到相应的用户设备上。另一方面电源变换器还接受用户设备工作的干扰和一次能源端的干扰，并把这些干扰传递到其它设备，其次电源变换器耦合和传导干扰的程度还与其负荷程度和本身的内阻有关。因此卫星的供电体制应以有多个电源变换器分散供电的体制为最佳，最好是每个设备均有自己独立的二次电源。这种方式还能简化接口电路的设计。但卫星由于受体积、重量及一次能源的限制，在卫星二次电源变换器还未实现体积重量与效率之比最佳化之前，彻底的分散式供电条件还不存在，只能视卫星自身的条件采取相对集中式供电或集中与分散相结合的供电方式。

从目前的可行性来看，卫星上某些功能复杂，设备繁多的分系统应配置独立的二次电源设备。

12.2.2.2 卫星配电器的级别

卫星配电器有总体一级配电器和分系统级配电器。

总体级配电器负责对整星各分系统的供配电，而分系统级配电器则负责对本系统内部各个设备的供配电。

功能比较单纯，分系统内部设备较少的卫星一般只设总体一级配电器。这种卫星的某一个复杂的分系统也可能配置一个分系统级配电器。对于功能复杂且有多个设备繁多的分系统，特别是每个分系统所要求的电源种类，电源精度各不相同且对电源隔离度有严格要求的卫星，一般采用分散式二次电源。这样的卫星除了应配置总体级配电器外还要相应设置几个分系统级配电器。在这样的配置状态下，总体配电器一般主要为各主要分系统进行一次能源的供配电控制，而分系统配电器则要完成对本系统内部各设备的一次电源和二次电源的供配电控制。

12.2.3 供配电设计的基本要求

卫星总体电路应安全可靠地实现对星上所有分系统及设备部件的供配电。在设计中应着重考虑以下几个方面：

· 由两支或两支以上互相独立的供电母线，其中可能是两个太阳电池翼，也可能是光电池和化学电池组成的电源系统，在配电设备和负载端的各个环节应保持母线间的彼此隔离。隔离电阻应不小于 1MΩ。这项指标应在设备级进行测定。它最严格地保证各条供电母线的故障隔离度的有效措施。

・对于采用整星集中电源变换器的卫星，电源变换器的输出可通过配电器对星上设备进行统一的供配电及控制。对于采用分系统内共用电源变换器或设备有专用电源变换器的卫星一般采用分别配电。即卫星主电源配电器面向整星的各分系统，分系统配电器面对该系统内部的设备部件。如果分系统内共用电源变换器或设备专用电源变换器没有内外电控制要求，那么这些变换器应直接与负载接口，不再通过配电器进行转接，以尽量减少中间环节，减少不可靠因素并降低电源传输损耗。

・卫星的各个电源变换器均应做到各路输出相互隔离。单机状态隔离电阻应不小于1MΩ。

・应为火工装置和其它以瞬时大电流工作方式工作的负载（在指令宽度内工作电流不小于1A），设置独立电源或使其直接使用蓄电池电源以尽量减少它对其它敏感设备造成的干扰。

・应对电源通/断控制继电器进行防护

a. 防瞬变电路

当继电器线面断电时，其贮存的感性能量可能在直流电源线上产生高达1500V的浪涌电压，这对使用晶体三极管或其它固体器件作为线面控制的遥控或程控电路将会产生很大影响，必须要对继电器线圈进行抑制，限制峰值电压，防止击穿。

抑制方法很多，常采用的是在继电器线圈上并联二极管，线面的感性能量经二极管正向提供泄放电路，使其消耗在线圈电阻上。并联二极管会影响继电器性能，如延长释放时间，断开时引起触点回跳和电弧，并对激励量有极性要求。若要排除这些影响，可采用稳压二极管-稳压二极管组合或稳压二极管-二极管组合与线面并联。对上述影响无严格要求时也可采取二极管—电阻（二极管）与线圈并联，串联一个电阻或二极管主要是防止一个二极管短路时使防瞬变电路失效。

b. 消火花电路

继电器的触点对如通过大负荷电流，且接通和断开频率度高时，应考虑在触点间并联RC消火花电路以避免触点间断开时产生的拉弧现象，减轻触点的烧蚀程度，杜绝因触点粘接面引起的接触电阻增大甚至动作失效的故障。

触点负荷小且通断灵敏度要求高的继电器则不必采取这种保护措施。

继电器防护电路如图12-1a，b，c，d所示。

c. 防止继电器在欠压条件下工作

继电器一定要在额定的电压下激励以防止由于继电器使用环境温度的变化导致继电器不动作或动作时间延长等事故的发生。

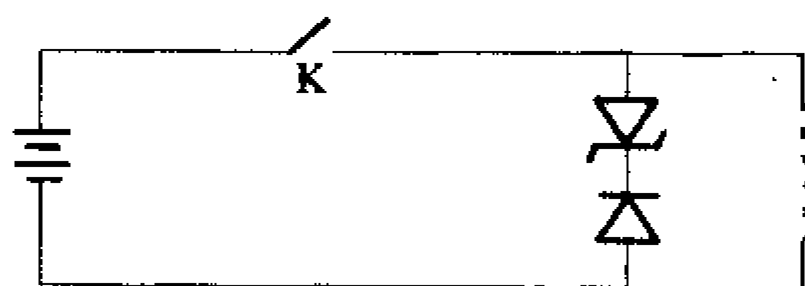


图12-1a　防瞬变电路1

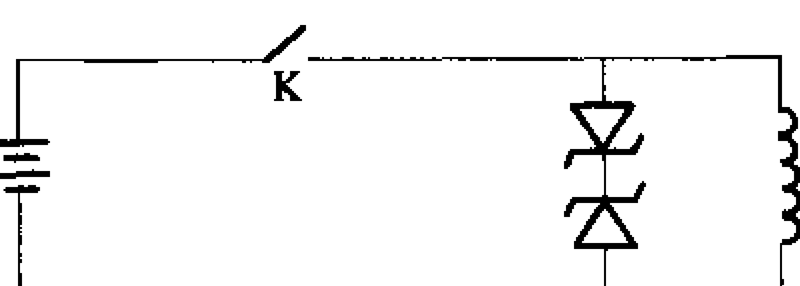


图12-1b　防瞬变电路2

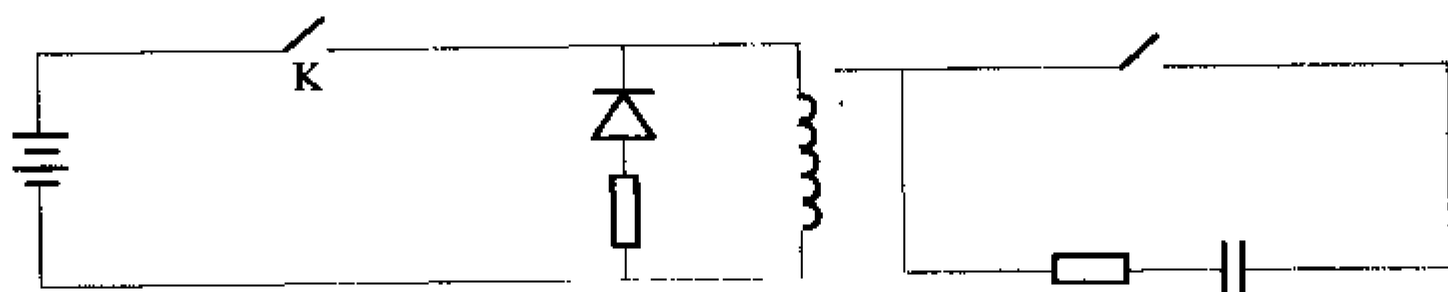


图 12-1c　防瞬变电路 3　　　　图 12-1d　触点消火花电路

图 12-1　继电器的防护电路

d. 触点负载的降额使用

应按触点负载性质的不同规定其降额标准。触点断开感性、容性、电机、灯丝等非阻性负载时会产生大的浪涌电流和高的感应反电动势，这将会使触点严重烧蚀，缩短触点寿命．甚至出现触点熔焊而粘接不能正常切换负载线路。对这类触点负载要考虑比阻性负载更大的降额比例。

12.3　接地

接地原指普遍采用的为雷闪放电电流提供回路以免产生对人员和设备有危害的电位。现在其意义已经延伸，不管与地而是否有直接的连接，只要是为电源和信号电流提供流通回路或基准电位均称为接地。卫星接地就是通过为整星在所有频率上提供低阻抗回路，保证整星的各个部分（电气，机械和结构）保持在相同电位，以防止卫星上某一个点所产生的或所使用的电磁场所产生的电压或电流经公共接地阻抗转移到其它位置上。

12.3.1　接地种类

电路和设备的接地分为三种类型：浮地、单点接地和多点接地。

・浮地

浮地就是将电路或设备的信号接地系统与结构地或其它导电物体相隔离。如图 12-2a 所示。浮地接地方式可以避免地系统中的干扰噪声电流传导耦合进信号电路。浮地系统是否有效取决于它们是否真正地与其它附近导体隔离，这在大系统中往往很难做到完全浮地。即使做到了也很难保持。

・单点接地

单点接地只有一个接地点，该点作为接地参考点，所有接地线直接连接到这个参考点上。如果一个系统有许多设备，每个设备和设备内电路的单点接地如图 12-2b 所示。

图 12-2c 也描述了单点接地情景，它利用各个系统的接地母线，接地母线从公共地延伸到各个电子分系统，每个分系统内的设备各自连接到这根母线上。

图 12-2d 介绍的是树型结构，各个分系统设备都采用单点接地，而每个分系统的接地点又以单点接地方式使用单根导线连接到树型接地母线上。

单点接地结构的一个主要优点是抑制传导耦合干扰，不足之处是要使用长导体，长导体电感较大，因此在高频时不能得到令人满意的高频参考点。

・多点接地

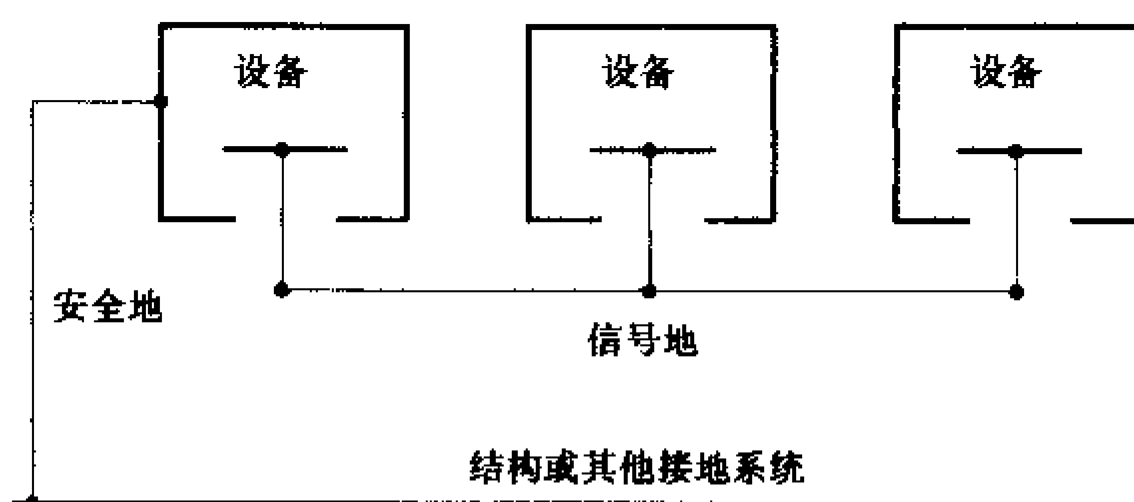


图 12-2a 浮地系统

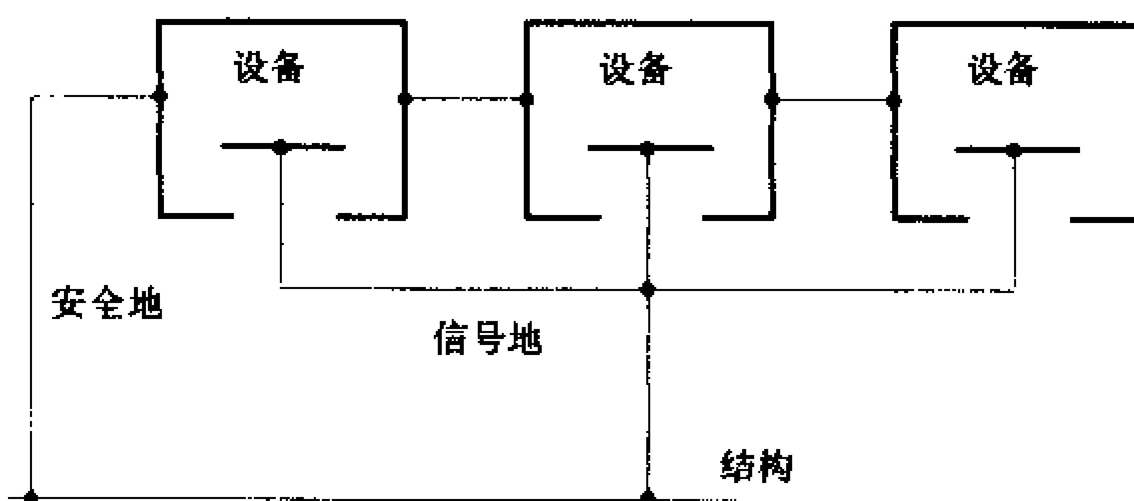


图 12-2b 信号单点接地

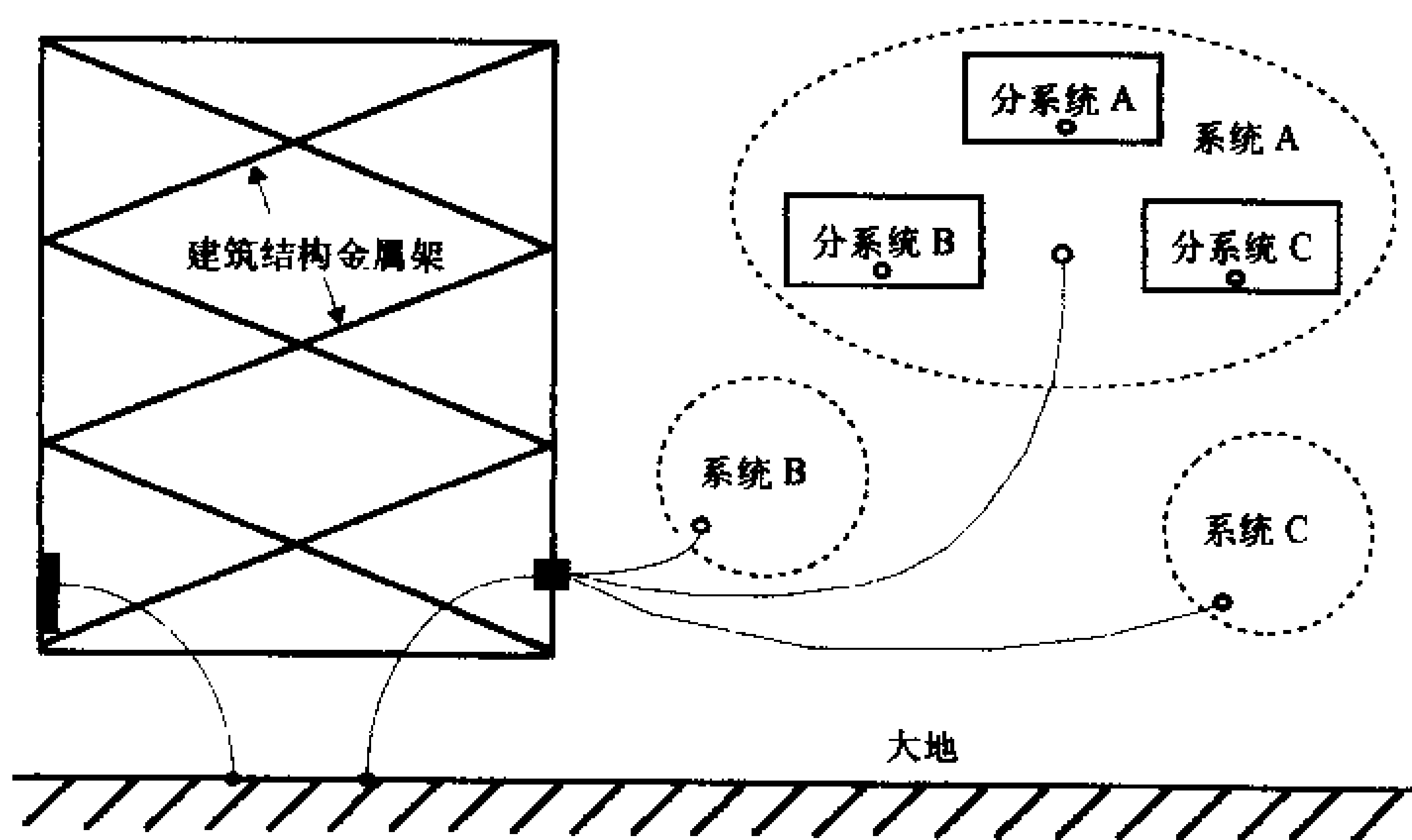


图 12-2c 利用接地母线的单点接地网络

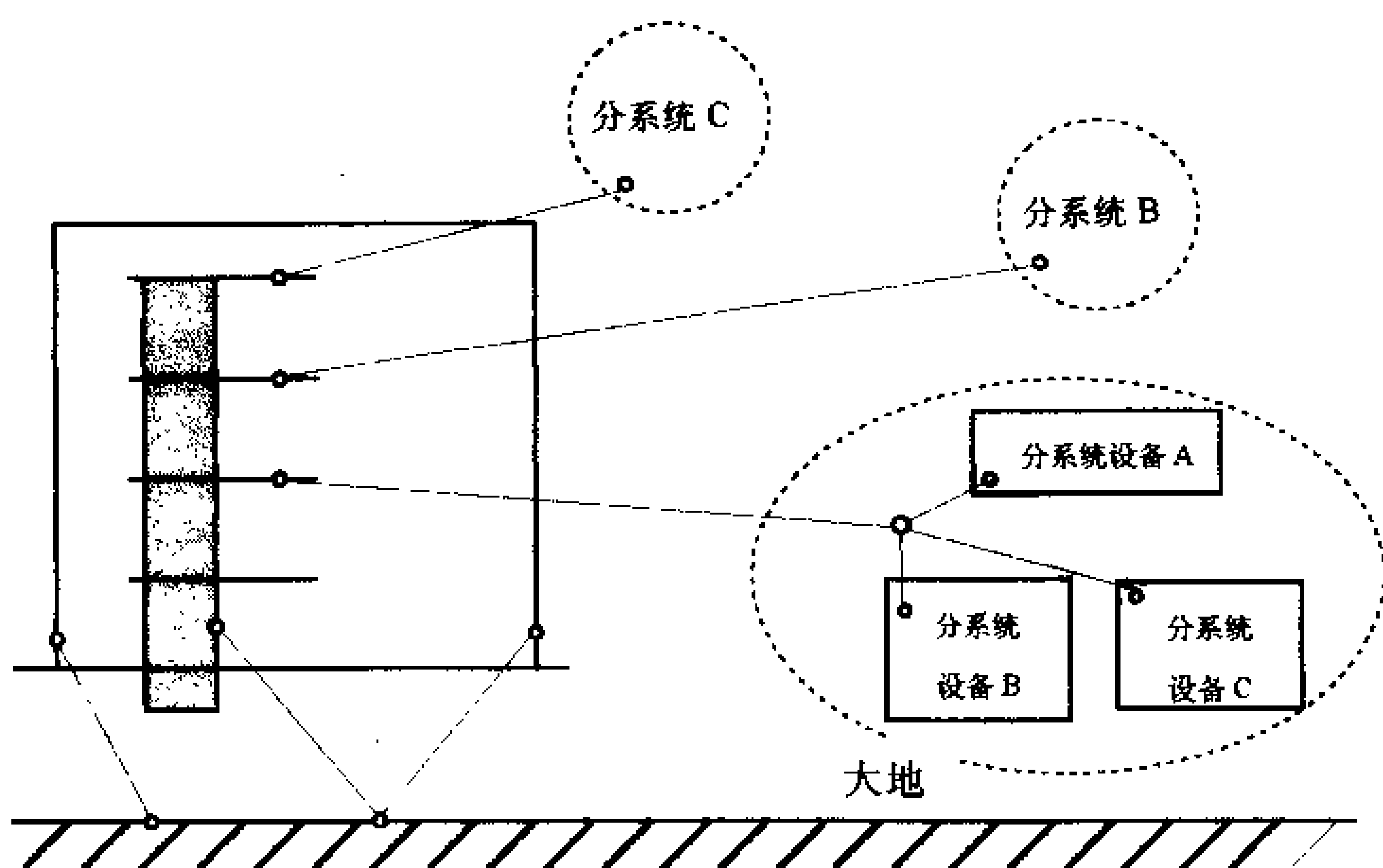


图 12-2d 单点接地母线系统

多点接地结构具有若干条传导通路连到分系统和设备，见图 12-2e。

多点接地的优点是接地导体直接连到最近的地上，接地导体长度最短，减少了高频驻波效应。但是，由于多点接地网络中出现许多闭合地回路，电源电流和低频电流会对低频设备产生严重威胁，因此多点接地不适于低频系统。

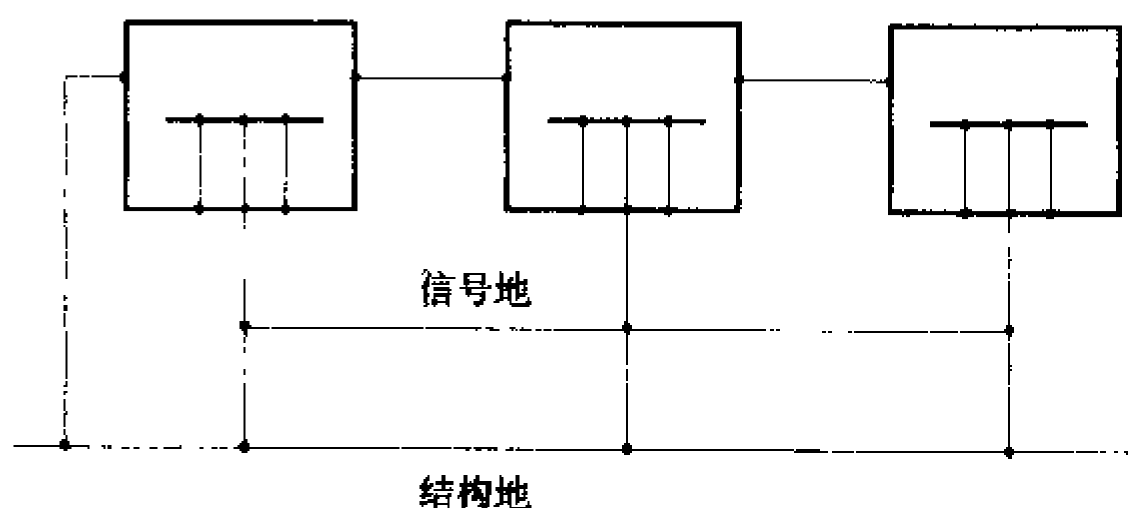


图 12-2e 多点接地结构

12.3.2 卫星接地结构

从上述三种接地方式的分析中可以看出，如果要在很宽的频率范围内实现有效的宽频带接地参考面既不能只采用单点接地方式也不能仅使用多点接地方式。卫星是一个复杂的电设备集合体，无线电频率很宽，必须使卫星的接地严格遵守对低频设备及其电路实行单点接地和对高频设备实行多点接地的混合接地原则。该原则中还应包括对个别低频设备实

行浮地的接地方法。

为了实现这个原则应在卫星上设置卫星主单点接地点和区域单点接地点。

卫星单点接地点应位于卫星主结构上或是一块直接搭接到主结构上的一块接地板。该点应具有迅速泄放杂散电荷的能力，该点的位置应选择易于与星体外部连接，便于操作和尽量靠近一次电源设备的地方。卫星各个低频分系统都单点接地到这个点上。

区域单接地点应位于卫星上每块独立的仪器安装板或安装支架上，也可以是一导电性能优良的接地桩。区域单接地点应尽量安排在与有关设备部件距离适中的位置，以保证在该区域内的各个设备都以最短的接地连线单点接地到该点上。这样就形成了卫星树形接地结构。

卫星接地结构见图12-3。

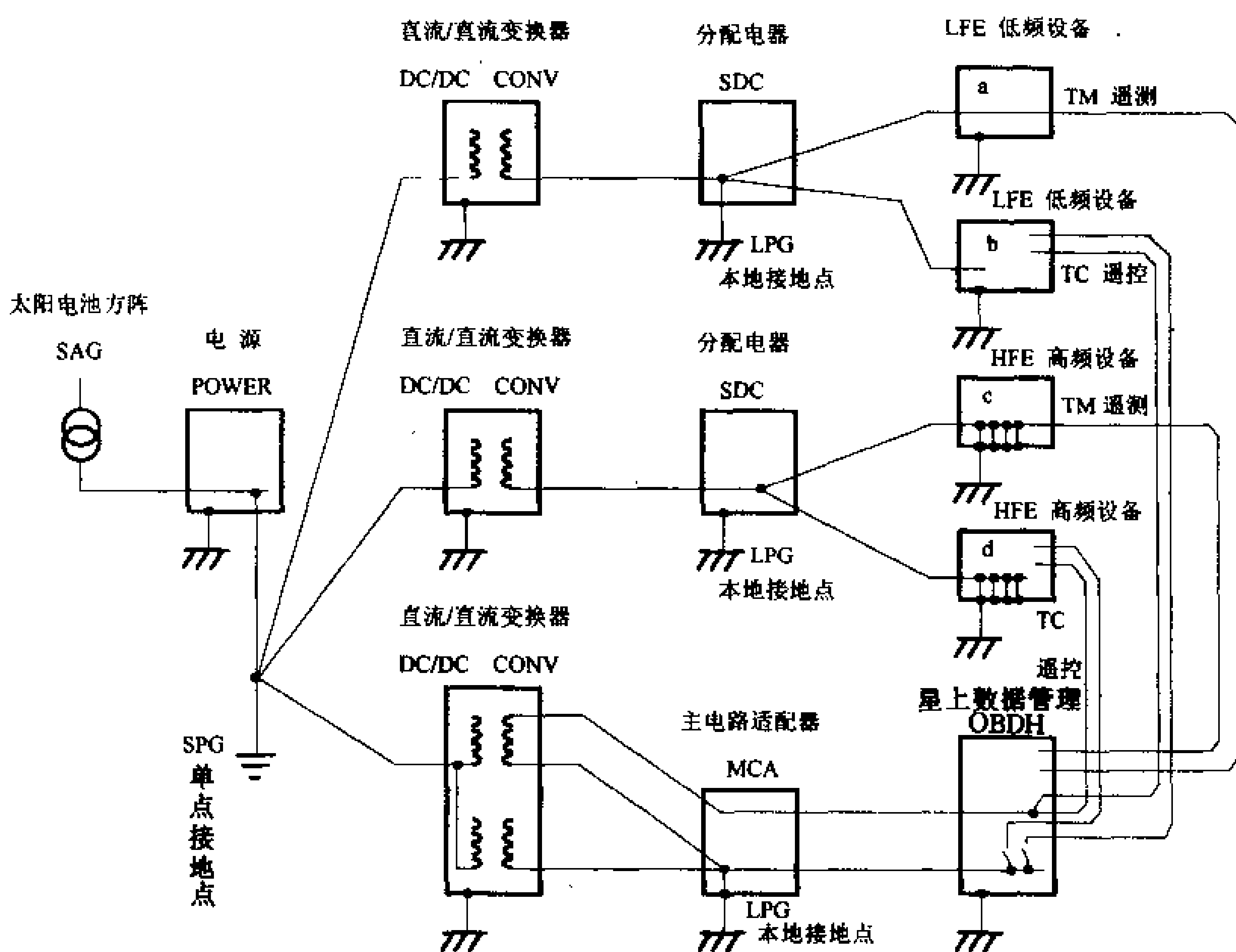


图12-3 卫星接地结构

SPG：单点接地点	TM：遥测信号
LPG：本地单点接地点	TC：遥控信号
LFE：低频设备	设备a和b是单点接地到LPG的设备
HFE：高频设备	设备c和d是多点接地的设备

12.3.3 接地设计的基本要求

12.3.3.1 接地连线

用于实现接地的连线应有足够的载流容量。接地连线的长度应不大于相应信号波长的0.5倍。

12.3.3.2 电源回流

电源回流只能从专用的回线上返回，不能从接地线或结构上返回。

12.3.3.3 低频信号回流

低频信号回流只能从其专用回线上返回，不能从结构上、电源回线上、接地线上和屏蔽体上返回。

12.3.3.4 卫星一次电源

卫星一次电源输出的负极端接到卫星主单点接地点上。当卫星一次电源与卫星单接地点断开时，一次电源的正负输出引线必须与卫星结构绝缘，绝缘电阻至少要有1MΩ。

12.3.3.5 卫星二次电源

所有二次电源的输入和输出引线间的直流电阻至少为1MΩ。

二次电源的输出基准点单点接地到其安装板的区域单接地点上。如果没有相应的区域单接地点，则它应单点接地到卫星单接地点上。

二次电源的输入输出引线及内部电路应与其机壳相隔离，隔离直流电阻至少应为1MΩ。

个别二次电源因某些条件限制无法满足输入与输出间的隔离时，则该二次电源的输出不予接地。

12.3.3.6 基准电位

卫星主单点接地点为卫星各个分系统提供整星基准电位；区域单接地点为该区域中的电设备提供基准电位。设备内部的电路通过电流回流线由二次电源的单接地点提供基准电位。

12.3.3.7 卫星对运载的接地

当卫星与运载对接时卫星的主单点接地点通过分离电连接器或其它连接手段与运载的接地点搭接。

12.3.3.8 卫星对大地的接地

在卫星电测试时卫星单接地点通过接地线单点接地到地面测试系统的大地接地点上。

12.3.3.9 其它低频设备

除电源变换器之外的其它低频设备其内部电路的逻辑信号地和模拟信号地应施行隔离。内部电路单元地只以能相应的电流回线和二次电源的接地线为其提供参考电位。

12.3.3.10 高频设备

高频设备的底板作为信号的参考面，因此其内部电路应多点接地到设备机壳上。

12.4 信号的匹配、变换与转接

卫星总体电路的硬件设备负责完成部分分系统和设备的信号转接和卫星/运载信号的转接及星/地信号的转接。整星电缆网则连接着卫星上所有的有电联系的分离设备。因此总体电路担负着这些相关信号的匹配和变换的设计任务。其设计质量将直接关系到信号传输的正确与可靠。设计依据是信号驱动端的接口电路和接收端接口电路的性质。对于遥控命令与遥测参数的接口电路已有遥控和遥测标准为准则，各个与之有关的分系统均应遵从，总体电路只是根据遥控指令和遥测信号的性质匹配以适当的转接电路，电连接器及电缆即可安全无误且不改变其任何特征地传送和转接。对于其它信号总体电路应制定一规范要求以避免产生严重的电磁干扰。

12.4.1 接口电路设计原则

接口电路处于整个电路、设备或系统中，不可避免地受到整个电路的影响，因此必须具体问题具体分析。接口电路设计中要认真考虑的是电源参考点在何处；"地"是不是真正的地，还是仅为一个回流导线（简称回线）。查一查是否还有别的电流从该回线上通过。对进出电路的每一个单根导线都要追究它的回线在什么地方。

12.4.1.1 遵循回流规则

遵守回流规则是接口电路设计重要的准则。对于连接两个设备的任何接口电路其全部回流应沿其相应的驱动电流所经过的同一线束返回，或从邻近的好地上返回，回流不应该从另外一些电路的连线中流过。

如果一个接口电路在音频上必须与其它电路或环境实行最大隔离的话，该接口电路就应该是一端浮地的。浮地端还应该与其它电路隔离。这样可以避免一端接地电路的直接耦合。根据回流规则，一个电路单元内部的公用线不应该延伸到设备壳体之外，除非公用线在出口处是接地或隔离的。

12.4.1.2 接口电路的阻抗匹配

高频或脉冲接口电路在驱动器、接收器和电缆线对地的对称性应是一致的。如果违背一致对称性原则就会引起某种程度的模式转换即共模到差模或差模到共模的转换。这种模式的转换程度一般很小，即使存在着某些阻抗对称的不一致性也是能够容许的。但在高精密电路，长线传输电路和高频电路设计中一定要遵循阻抗一致对称性原则。

接口电路设计中的阻抗匹配也是很重要的。无论如何，只要一端电路电路的响应时间或开关时间是可以与传输时间相比较的话就需要该端是阻抗匹配的。当然最好是两端阻抗都匹配，这样可增强线路的抗干扰性能。

12.4.2 接口电路设计

12.4.2.1 高频接口电路

a. 高频接口电路中的源端电路，接收电路和同轴电缆都应该设计成是阻抗匹配的。

b. 对同轴电缆的屏蔽端接应保证屏蔽的连续性。

12.4.2.2 低频接口电路

a. 低频接口电路的专用回线不要与电源回线、接地连线或结构间构或低阻抗环路。这样的低阻抗环路会破坏低频电路的单点接地结构。

b. 敏感模拟信号的传输应采用平衡接口电路。

c. 系统间的数字或逻辑信号的传输应采用隔离措施，常用的隔离器件为变压器，四端MOS开关、光电隔离器以及平衡发送接收器。

推荐使用的低频接口电路如图12-4所示。

12.4.3 星/地信号接口

a. 当连线长度大于信号波长的0.15倍时应使用同轴电缆传输。

b. 所有的星/地信号都要采取隔离措施，所有的低频敏感信号线与其回线均应绞合。

c. 对于强干扰信号和敏感信号还要考虑采用屏蔽的绞合线。

12.5 电缆设计与布缆

卫星上众多的设备之间的低频信号的连接靠电缆来完成。电缆与布缆设计除完或既定功能外还要保证信号传输的可靠性和电磁兼容性。

电缆设计工作包括各种电连接器的选用、接口信号分类，电缆分束、电连接器接点分配、绞合线，屏蔽线的使用和屏蔽接地等。连线与电连接器的降额使用和冗余设计也包含在内。

12.5.1 电缆设计的一般原则

12.5.1.1 电连接器和线缆的选择

所选用的电连接器及线缆必须满足卫星工作任务和环境要求。体积小、重量轻、长寿命、高导电率、连接可靠、操作简便，连接器的结合处应使阻抗保持在最低水平，绝缘性好。

按照所负载信号电流的不同可以选择一到几种类型的电连接器，但为了便于整星质量控制和保证电连接器的互换性应尽量减少品种规格。

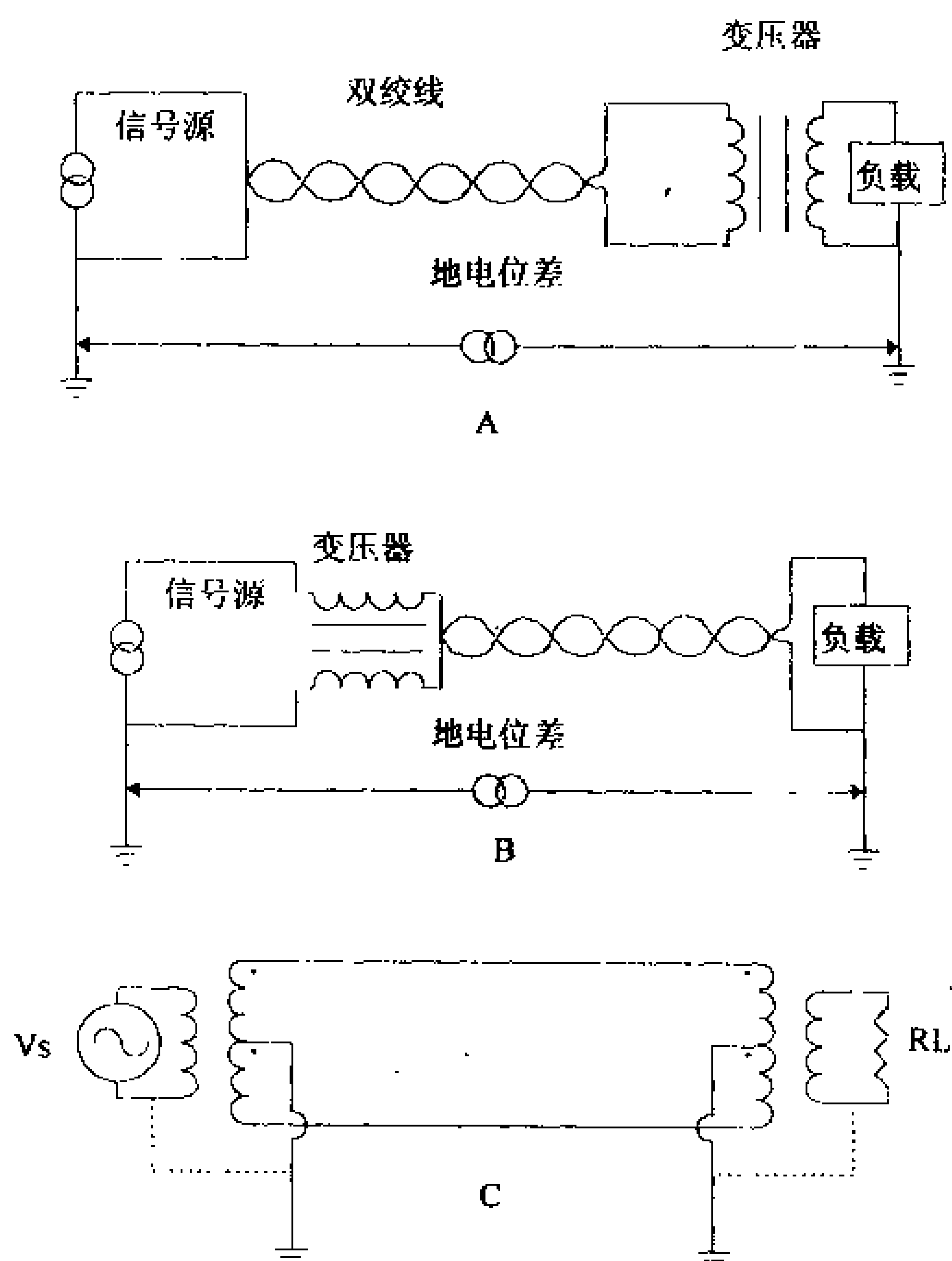


图 12-4-1 隔离变压器的使用

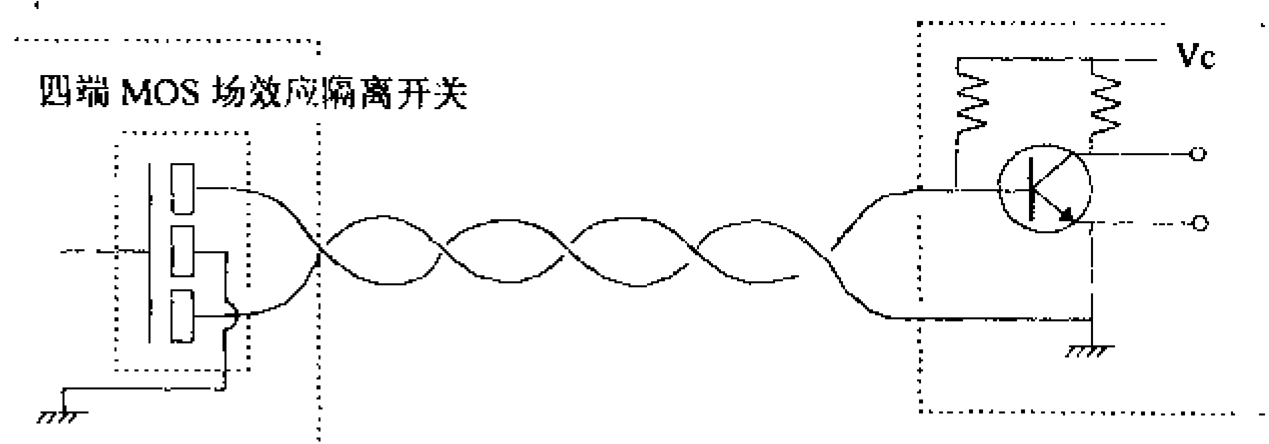


图 12-4-2 四端 MOS 开关的使用

线缆的选择应以满足卫星工作的环境条件和电性能指标要求的多芯电缆线作为卫星线缆的基本成员，由这种线缆派生出来的各种规格的绞合，屏蔽、绞合屏蔽及护套电缆将用于卫星上有特殊要求的信号传输。

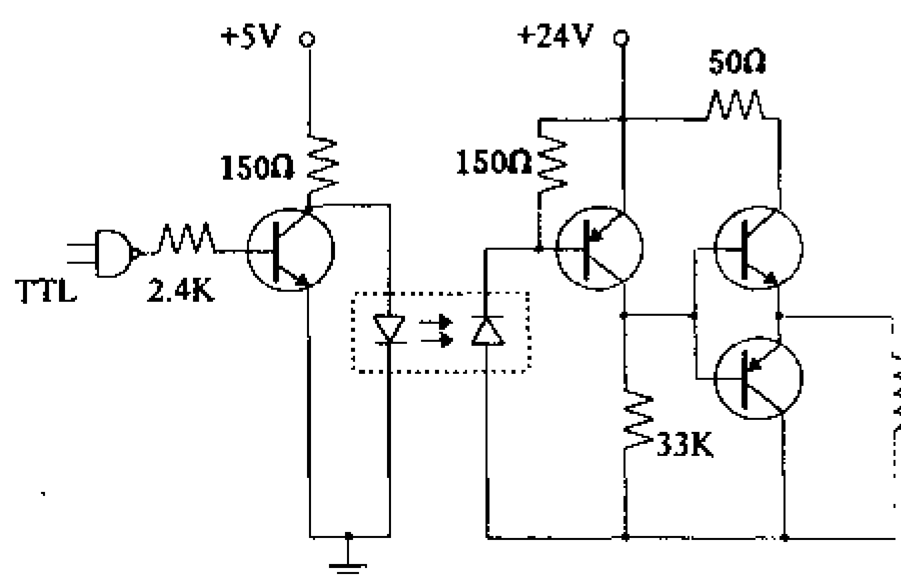


图 12-4-3 光二极管的隔离作用

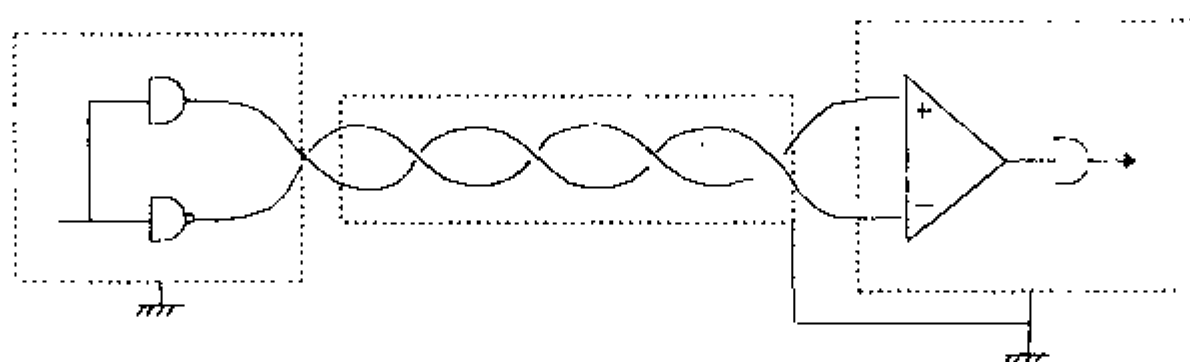


图 12-4-4 平衡数字接口电路

图 12-4 推荐使用的几种低频接口电路

12.5.1.2 不同信号电缆的设计

a. 供电线

所有直流一次电源和二次电源的供电线及其回线均采用双绞线。交流电源供电线及其回线应采用屏蔽的双绞线。

供电线一般采用双点双线，为满足线路所允许的压降指标可采用多点多线并联。

b. 低阻抗低电平的音频信号（信号电平不大于 1V，信号频率不高于 100kHz，阻抗不大于 1kΩ）

对于这类信号不论是平衡电路还是非平衡电路都要采用屏蔽的绞合线。屏蔽层应在信号的接收端单点接地。如采用双层屏蔽时，内层屏蔽单端接地，外层屏蔽应多点接地。

c. 高阻抗、低电平音频信号（信号电平不大于 1V，信号频率小于 100kHz，阻抗大于 1kΩ）

当传输距离较长时应在输出端采用阻抗变换电路，把输出电路阻抗下降至 1kΩ 以下；当无法变换时应对互连线进行屏蔽设计，且屏蔽层应在双端接地。

d. 高电平音频信号（信号电平大于 1V，信号频率不大于 100kHz）

对这种信号的传输应采用双绞线或屏蔽的对线，屏蔽层应在信号源端单点接地。

e. 控制信号

如果控制信号的电压的上升或下降沿宽度小于 5μs，则该信号应使用多点屏蔽接地的双绞线传输。

f. 射频信号和脉冲信号

频率高于 100kHz 的信号或上升至小于 5μs 的脉冲信号应采用多点屏蔽接地的双绞线。

g. 火工装置启爆电源或其它电磁脉冲信号应采用双绞屏蔽或整束屏蔽。

12.5.1.3　信号与电连接器及接点的分配

从信号的重要程度来看，电源线、控制信号及重要的测量信号应采用双点双线传输。

电缆设计应尽量减少利用电连接器进行转接的次数，即减少过度电缆的使用。

在设备及按装面板尺寸允许及重量允许的条件下尽可能遵循以下设计原则：

a. 同一设备的信号电路与功率电路应安排在不同的电连接器内。

b. 同一设备的输入信号与输出信号应安排在不同的电连接器内。

c. 射频电路应使用射频电连接器及相匹配的同轴电缆传输。

在没有条件达到上述要求时，要至少做到以下几点：

a. 直流基准信号和音频敏感信号安排在同一电连接器上时要至少隔开一个点，以保证这两种不同性质信号的隔离。

b. 电源和控制电路与音频干扰电路在同一电连接器上要保证一定的隔离。信号之间要至少间隔一个接点。

在以上两种情况下应共同遵守的原则是：

a. 电源线及其回线，信号线及其回线应选择电连接器上相邻近的点，以保证回路面积为最小。信号及其回线的截面积应相等以保证输入输出信号电流的代数和为零。

b. 应选择有足够接点的电连接器以保证每个电连接器上至少有一点作为屏蔽端接。

12.5.2　布缆要求

电缆束的敷设应使信号串扰和干扰耦合最小化，应尽可能减少信号和干扰对环境的辐射及电磁环境对电缆的影响。电缆敷设的有效性是电缆长度、屏蔽效率和线束片段间实际分开程度的函数。传输载流线应按其干扰辐射程度、对干扰敏感度或其作用的重要程度把它们从线束上分开，分别敷设。

卫星电缆一般可按下述原则进行分类：

1 类：a. 直流电路载流线——其瞬态和稳态均在 1A 以上。

b. 继电器或螺旋管引线。

c. 所有一次电源引线。

2 类：a. 50mA～1A 间的载流线。

b. 数字信号载流线。

3 类：a. 低电压和低电流信号走线。

b. 灵敏电路载流线。

4 类：火工品装置引线。

5 类：射频信号线

将这 5 种类别的线分开敷设。每一类中的线缆都不能与其它类别的线缆安排在一支电缆束中。各类导线束应从物理上分开，间隔至少应为 3～5cm。由于通路限制在某处不能做到分开的话应尽量保证垂直交叉，过了该限制区域后应立即将它们分开。

卫星上所有的电缆束的敷设应尽可能贴近结构，这样可以使电容耦合的影响最小。线束应每隔一定的距离就应紧固在结构上以使电缆对结构的相对运动所产生的磁场最小。

电缆两端悬空于结构之上的长度应尽量短，只要保证操作方便和规定的弯曲半径即可。

12.6 火工品装置启爆电路

12.6.1 火工装置启爆电路的设计原则

火工装置大量使用在卫星与运载的分离、太阳电池翼展开、卫星舱段解锁、天线展开等飞行程序中，对卫星起着生死攸关的影响。因此安全可靠最火工品装置启爆电路最重要的设计原则。

火工装置启爆电路的设计应能使在安全状态下，任何电路中有意或无意的单一信号都不会产生偶然的引爆；而在规定的程序中火工装置又能可靠地完成其功能。

12.6.2 火工品装置启爆电路设计的基本要求

12.6.2.1 控制

来用两组磁闭锁端电器作为启爆电源正极和负极的通/断控制之用，也可称其为予令开关；同时还在每一路发火单元电路中使用电磁端电器作为点火开关。这样就可达到至少要有三个连续出现的独立误动作或达到一定程度的干扰才能引起一路火工装置的意外点火。点火指令应为程控和遥控双备份以确保点火。点火后应能尽快切断电源一端以避免电源因短路故障受损。

12.6.2.2 电源

应使电爆装置使用独立的供电电源或直接使用蓄电池，并与其它需要供电的分系统相隔离。禁止使用能以射频能量引爆的电源为电爆装置供电。

12.6.2.3 布线

所有与电爆装置有关的连线均应采用屏蔽的双绞线。负线端应只在电源端接地。

火工装置启爆电源引线应使用单独的电连接器；所有点火电路的导线应与其它线路隔离；布缆时应与其它线缆至少隔离 5 cm。

同一电缆网中几个火工装置的引线不应绞接。所有电缆走线尽可能贴近金属结构。

12.6.2.4 短路防护

a. 发火前的短路保护

应设置火工装置的静电泄放电路。在火工装置装星后直至卫星发射前应有可靠的短路

保护。一般是在点火线输出端串接一个 10kΩ～50kΩ 的电阻短路接地，发射前再予以断开。

b. 发火后的短路保护

火工装置点火后可能会发生熔断的桥丝与壳体搭接所产生的短路应采取可靠的保护措施。在点火后 200ms 后泄漏不应超过 0.05A。不应仅靠烧坏限流电阻起短路保护作用。

12.6.2.5 继电器

所有火工装置启爆电路所使用的继电器触点不应采用消火花电路。

12.6.2.6 限流电阻

火工装置引爆电路串联的限流电阻应能使火工装置在规定的电流范围内引爆。其功率的选择应既保证电爆装置的正常引爆又能在引爆桥丝对地短路时迅速烧断以保护引爆电源。

12.7 电磁兼容性基本概念

电磁兼容性（EMC）是指一个电系统或设备在规定的电磁环境中，既不影响环境中其它系统或设备的正常工作又不受其环境中外来电磁能量的干扰，而按照原定的设计要求正常工作的能力。不同的系统在一个电磁环境中共存，彼此互不影响而各自正常工作的能力叫做系统间的电磁兼容性。在一个给定的系统内部，各设备或部件间互不影响的使系统能正常工作的能力称为系统内的电磁兼容性。引起系统或设备工作不正常工作或性能下降的各种电磁效应叫做电磁干扰(EMI)。为减少或降低系统或设备的不必要的电磁干扰发射，同时也为提高系统或设备抵御外来干扰的能力，使之满足电磁兼容性要求而改变设计、调整信号电平或抑制干扰噪声等过程称为电磁干扰控制（EMIC）。

电磁干扰的三要素为：

a. 发射电磁能量的源，称为发射器；

b. 响应电磁能量的敏感器，也称接收器；

c. 存在电磁能量从源到敏感器的耦合路径。

只有当这三个要素都同时存在时，才有可能产生 EMI 问题。干扰源产生的电磁能量通过耦合路径传播到接收器，如果进入接收器的干扰信号高于某个特定的阈值，则产生干扰，否则并不引起干扰。如果我们把发射和接收的效率（例如调制的影响）综合为一个影响因子，则干扰产生的条件为：

源发射×耦合系数×影响因子≥接收器敏感阈值。又简述为：干扰信号≥阈值。上式可表为频率的函数，也可用对数量纲表示。电子系统设计中需拥有一定的 EMI 安全裕度(EMISM)，即：

$$\text{EMISM}(f) = \text{阈值}(f) - \text{干扰信号}(f), \quad \text{单位为 dB} \tag{12-1}$$

对一般电子系统电磁兼容性标准中规定 EMISM≥6dB，而对电爆系统则规定为：EMISM≥20dB。

12.7.1 干扰源

整个宇宙中，到处都会发现有电磁能量，可以说干扰源无处不在，无时不有。干扰源可按不同的属性分类。按照其本身来源，可分为自然的和人致的两大类。按照其传播方式，可分为传导干扰源和辐射干扰源。某些部分的功能性信号对另一部分来讲就可能成为干扰源，而伴随着功能性信号所产生的副产品则是一种寄生的或乱真的干扰源，前者称为功能性干扰源而后者称为非功能性干扰源。

虽然干扰源可分为传导性和辐射性的，但多数干扰源同时表现出传导和辐射两种属性，信号在导体上传导的同时还会通过导体向空间辐射。另外传导和发射是可以转化的，如导线可以感应辐射干扰并将其传导出去，相反在导线上传导的干扰的一部分也将向空间辐射。

电磁能量按照电磁规律向空间传播。球坐标下，一个电流元在（r,θ,φ）点产生的电磁场为：

$$E_\theta = \frac{Ik^3}{4\pi\omega\epsilon_0}\left[\frac{-1}{i(kr)} + \frac{1}{(kr)^3} + \frac{1}{i(kr)^3}\right]\sin\theta\, dl \tag{12-2}$$

$$E_r = \frac{Ik^3}{2\pi\omega\epsilon_0}\left[\frac{1}{(kr)^2} + \frac{1}{i(kr)^3}\right]\cos\theta\, dl \tag{12-3}$$

$$H_\varphi = \frac{Ik^2}{4\pi}\left[\frac{-1}{i(kr)} + \frac{1}{(kr)^2}\right]\sin\theta\, dl \tag{12-4}$$

式中，$k = 2\pi/\lambda$，dl 为电流元的长度，一个长的载流导体在（r',θ,ϕ）处产生的电磁场可通过对 dl 积分得到。

一个小电流环在（r,θ,ϕ）产生的电磁场为：

$$H_\theta = \frac{k^3}{4\pi}\left[\frac{-1}{(kr)} - \frac{1}{i(kr)^2} + \frac{1}{(kr)^3}\right]\sin\theta\,\mathrm{dm} \tag{12-5}$$

$$H_r = \frac{k^3}{2\pi}\left[\frac{-1}{i(kr)^2} + \frac{1}{(kr)^3}\right]\cos\theta\,\mathrm{dm} \tag{12-6}$$

$$E_\phi = \frac{k^4}{4\pi\omega\epsilon_0}\left[\frac{-1}{(kr)} - \frac{1}{i(kr)^2}\right]\sin\theta\,\mathrm{dm} \tag{12-7}$$

dm 为小电流环的磁偶矩。

一个大电流圈可以看成无穷多个小电流环之和。

以上含有 r^{-1} 项的为辐射场，r^{-2} 项为感应场，r^{-3} 项为静电（磁）场。在 EMI 术语中，这三种场组成了辐射发射。

一般情况 $r < \lambda/2\pi$ 为近场，$r > \lambda/2\pi$ 为远场。但对那些方向性强的辐射，则依方向而异。

一根天线长为 L，设其上电流为 I，则它的发射功率为 $P_r = I^2 80\pi^2 (L/\lambda)^2$。而对于偶极子天线，中间电流为 I，两端为零，则发射功率为：

$$P_r = I^2 20\pi^2 (L/\lambda)^2$$

由上式可知，当 $L < \frac{1}{2}\lambda$ 时，发射功率小。因此在中低频下，辐射干扰小，高频辐射干扰就大。

12.7.2 电磁干扰接收器

电子电路或设备对电磁干扰的敏感程度受诸多因素的影响，其中一些明显的因素可能

是：

不必要地占用较宽的频带；

模拟电路中的非线性作用；

数字电路中过小的噪声安全系数；

不必要长的开门时间；

无用的输入端口（指门电路）；

不必要地使用高速开关器件；

非输入端口的干扰敏感度；

人工操作的影响；

具有很差的干扰失效模式（如单次表决失效）；

接口阻抗失配，性能差的接口电路；

接地和屏蔽不当。

通常干扰条件描述为，如果源干扰强度×耦合因子>接收器门限，则出现干扰。具体来讲，接收器类型不同，对干扰的响应也不同。对电磁干扰来讲。接收器模型的复杂性取决于对干扰的防护措施，防护最完善的是脉冲编码装置，而最简单的大概是冲息多谐振荡器。最简单的接收器模型可表示为如下之一：

1. 幅度 $V \geqslant Vt$ 造成干扰（或 $I \geqslant It$）
2. 脉冲 $V \times t \geqslant Qt$ 造成干扰（或 $I \times t \geqslant Qt$）
3. 能量 $V^2t \geqslant Wt$ 造或干扰（$I^2t \geqslant Wt$）
4. 功率 $VI \geqslant Pt$ 造成干扰（成 V^2 或 I^2）
5. 速率 $dV/dt > It$ 造成干扰

以上是几种简单的干扰模型。关于损坏模型则更复杂一些，因为它们必须适应很宽范围的脉冲持续时间，以致模型可通用于能量型信号和功率型信号。其中能量型信号的脉冲持续时间小于设备的时间常数，而功率型信号的持续时间大于装置的时间常数。最普通的损坏例子是静电放电，其模型可用能量描述。而一般的模拟和数字电路受到雷达脉冲干扰时，起作用的是干扰信号的幅度，因此大多数逻辑门电路的噪声安全因子都以伏为单位度量。

12.7.3 电磁干扰耦合

从发射源到受害的敏感器之间存在着许多的电磁干扰耦合通路。然而，只有一小部分通路的 EMI 耦合是明显的，要求我们在 EMI 预测、分析、设计和改进中专门加以强调的。

EMI 耦合通路可以分成辐射耦合和传导耦合两种。

· 辐射耦合：当一个系统中有发射天线、接收天线、设备箱以及电缆，那么可以形成九种辐射耦合，如表 12-1 所示。

在辐射耦合中，天线对天线、天线对电缆、电缆对电缆这三种耦合是主要的，它们将占辐射 EMI 情况的 95%。而天线对设备箱、设备箱对天线、设备箱对电缆、设备箱对设备箱、电缆对天线、电缆对设备箱等六种，所形成的 EMI 不是很大的。

· 传导发射中主要是：

(1) 传导耦合；

(2) 其它阻抗耦合。

传导耦合就是EMI从源通过导线直接耦合到受害的接收器。而其它阻抗耦合是出现在共用接地板或安全总线的情况中，或是多点接地的两个电路网络或设备的情况中。

表 12 1　辐射耦合表

接收器 / 发射器	天　　线	设　备　箱	电　　缆
天　　线	(1)		(2)
设　备　箱		(4)	
电　　缆			(3)

上面所列的传导和辐射的五种耦合，占全部EMI耦合的95%以上。在下面我们主要分析和讨论五种EMI耦合的情况。

12.8　电磁干扰耦合

干扰噪声可以通过多种途径从干扰源耦合到敏感设备上。这些途径包括：公共导线；设备间的互电容；相邻导线的互电感和互电容；通过空间电磁场辐射。如图12-5所示的一个差分输入接口电路，则干扰耦合作用将在源和接收设备二者的地参考点间形成一个干扰电压，这个电压将在接口的高线和低线上分别形成一个大小相同、方向也相同的干扰电流，这个大小和方向都相同的干扰电流称为共模干扰电流，面与之相应的参考地点间的干扰电压称为共模干扰电压，而相应的干扰耦合作用则称为共模干扰耦合。另外外来辐射干扰也将在其高线和地线所围成的回路面积上产生一个所谓差模干扰电压的感应电动势，从面在高线和低线上产生大小相同面方向相反的电流，称为差模干扰电流。其中：

$$\begin{cases} I_h = Ic + Id \\ I_L = I_c - I_d \end{cases} \quad \text{或} \quad \begin{aligned} I_c &= \frac{1}{2}(I_h + I_L) \\ I_d &= \frac{1}{2}(I_h - I_L) \end{aligned} \tag{12-8}$$

式中：I_h：高线上干扰电流；

I_L：低线上干扰电流；

I_c：共模干扰电流；

I_d：差模干扰电流；

12.8.1　共模耦合

12.8.1.1　公共阻抗耦合

如果两个设备的供电共用一对导线，则由于不同的电源电流在公共导线上所产生的电压降，就可能造成两个设备间的相互干扰。这种最直接的共模耦合干扰在系统和电路设计中应尽量避免。另外供电与信号接口共用回流线以及不同类型的接口电路共用回流线也易引起公共阻抗耦合的共模干扰。

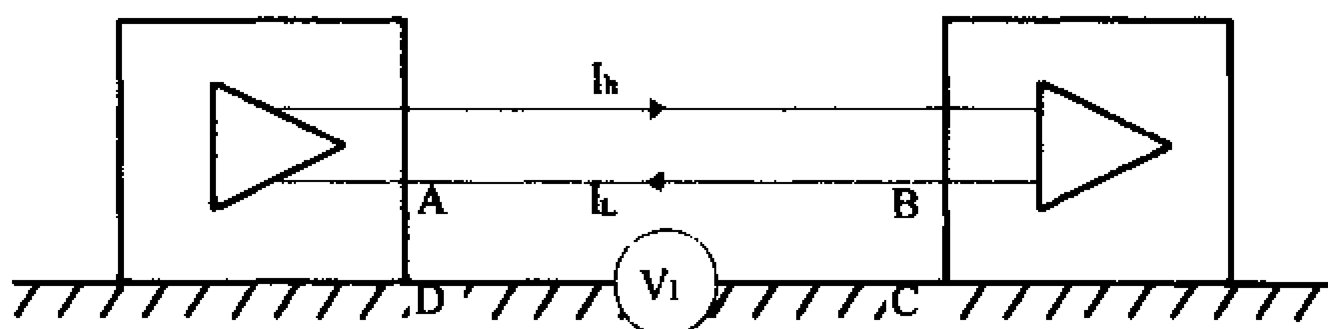


图 12-5 差模干扰电流

· 辐射共模耦合

如图 12-5 所示的信号互连线 AB 与机箱及金属地板间所围成的回路 $ABCD$，在外来电磁场作用下就会产生一个与回路面积有关的感应电动势，这个感应电动势沿着整个回路作用，形成一个干扰电流，并作用于输入端口构成了 EMI 威胁。

其中：电场 E 对回路所产生的感应电压为：

$$V_l = E \cdot 2L \cdot \cos\theta \cdot \sin\left(\frac{\pi h}{\lambda}\cos\alpha\right) \quad \text{当 } h \text{ 和 } L \ll \lambda \text{ 时} \tag{12-9}$$

式中：V_l：感应出的回路电压，单位为 V；

E：入射电场强度，单位为 V/m；

h：回路平均高度，单位为 m；

L：回路长度，单位为 m；

λ：干扰信号波长，单位为 m；

α：回路平面和电场传播方向间的夹角；

θ：电缆 L 的方向和电场之间的夹角。

磁场对回路所产生的感应电压为：

$$V_l = B \cdot 2LC \cdot \sin\theta \cdot \sin\left(\frac{\pi h}{\lambda}\cos\alpha\right) \quad \text{当 } h \text{ 和 } L \ll \lambda \text{ 时} \tag{12-10}$$

式中：V_i ——回路感应电压，单位为 V；

B ——磁通密度，单位为 T；

$=10^{-4}\times$（单位是高斯的磁通密度）

h ——回路平均高度，单位是 m；

l ——回路长度，单位是 m；

λ ——波长，单位是 m；

$=c/f_{HZ}$

$C=3\times10^8$m/s＝传播速度；

f_{Hz} ——干扰频率，单位 Hz；

α ——回路平面和传播方向之间夹角；

θ ——电缆 l 方向与 B 的正交平面之间的夹角；

sin（　　）括号内单位是弧度。

可以看出减少地回路面积，即减少电缆长度 L 及减小电缆高度，均可减小辐射共模耦合干扰。

12.8.1.2 地回路耦合

无论是共阻抗耦合还是电磁对地回路的辐射共模耦合所产生的干扰电压，通过地回路的耦合作用，在受害器件的输入端口上产生某种程度的干扰电压。若共模干扰电压为 V_i，产生于受害器件输入端的电压为 V_0，则比值 $\frac{V_i}{V_0}$ 称为地回路的共模抑制，而其倒数为地回路耦合因子（GLC）。

减小地回路的措施可以是：

a. 减小地回路面积；

b. 屏蔽电磁场；

c. 采用高共模抑制比的接口电路。

特别是采用平衡输入电路、隔离的接口电路和浮地的设计都是既经济又有效的 EMC 设计措施。

12.8.2 辐射差模耦合

如图 12-6 所示，电磁场对两个机箱接口的信号线和回线间所包围的回路上，直接感应出一个差模电压，这个差模电压将直接作用到受害器件输入端。场对回路耦合的公式同式（12-9）和式（12-10）。

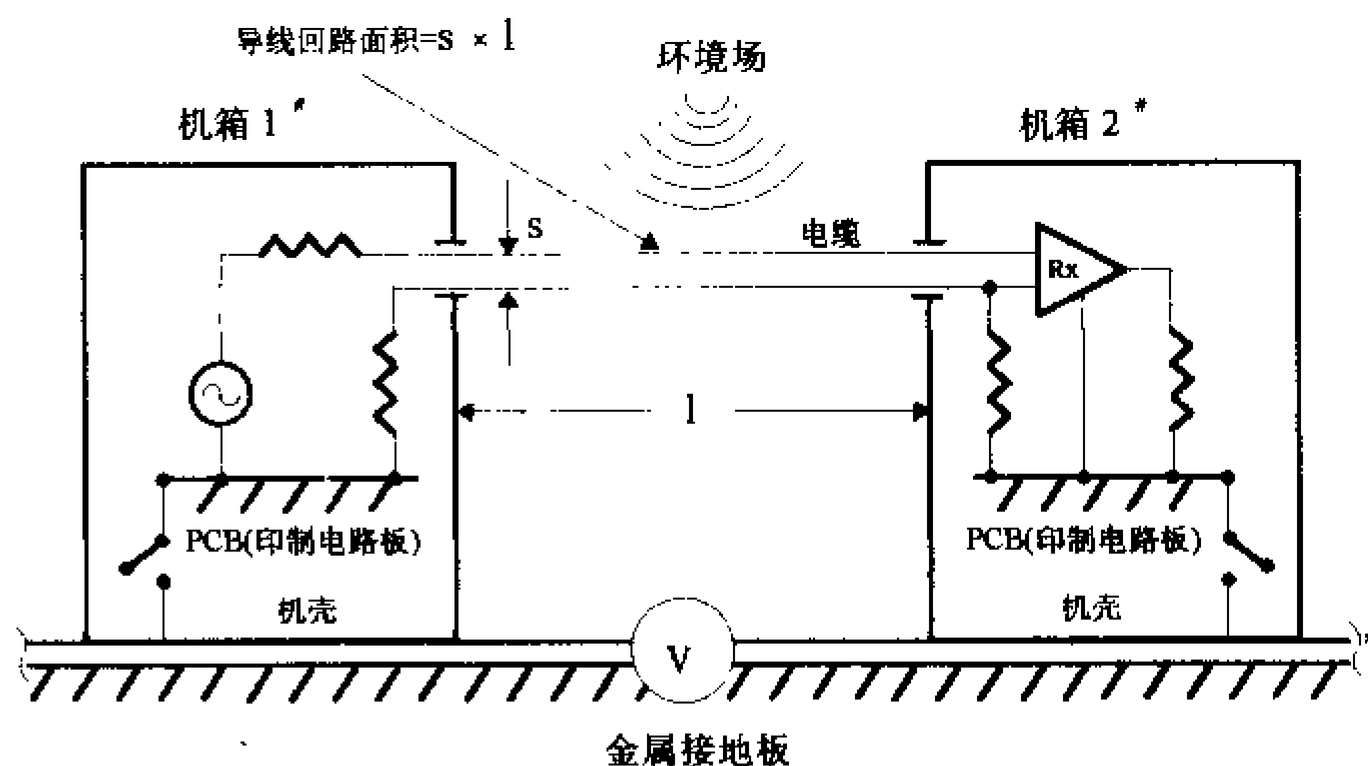


图 12-6 场对电缆的差模耦合

另一种辐射差模耦合是场对同轴电缆的干扰耦合。它从物理上分两个组成部分：a. 场对电缆的耦合在电缆的屏蔽外皮上形成干扰电流；b. 电缆的转移阻抗把表而电流转换成差模电压，并作用在受害器件的输入端。产生的差模耦合因子为：

$$DMC(\text{dB}) = 20\log_{10}\left(\frac{I_c}{E} \times \frac{Z_T}{2}\right)$$
$$= 20\log_{10}\left(\frac{I_c}{E}\right) + Z_T dB\Omega - 6\text{dB} \tag{12-11}$$

式中：I_c：由环境电场感应出的电缆表面电流；

Z_T：同轴电缆的转移阻抗，如图 12-7 所示。

电缆表面上，感应出的开路电压是：

$$V_i = \int E \cdot ds = E \cdot L \cdot \cos\theta, \text{当} L \ll \lambda \text{时} \qquad (12\text{-}12)$$

式中 θ：电缆 L 的走向与电场间的夹角。

电感表面电流为：

$$I_c = V_i / Z_c \qquad (12\text{-}13)$$

式中：Z_c 为电缆外层阻抗。

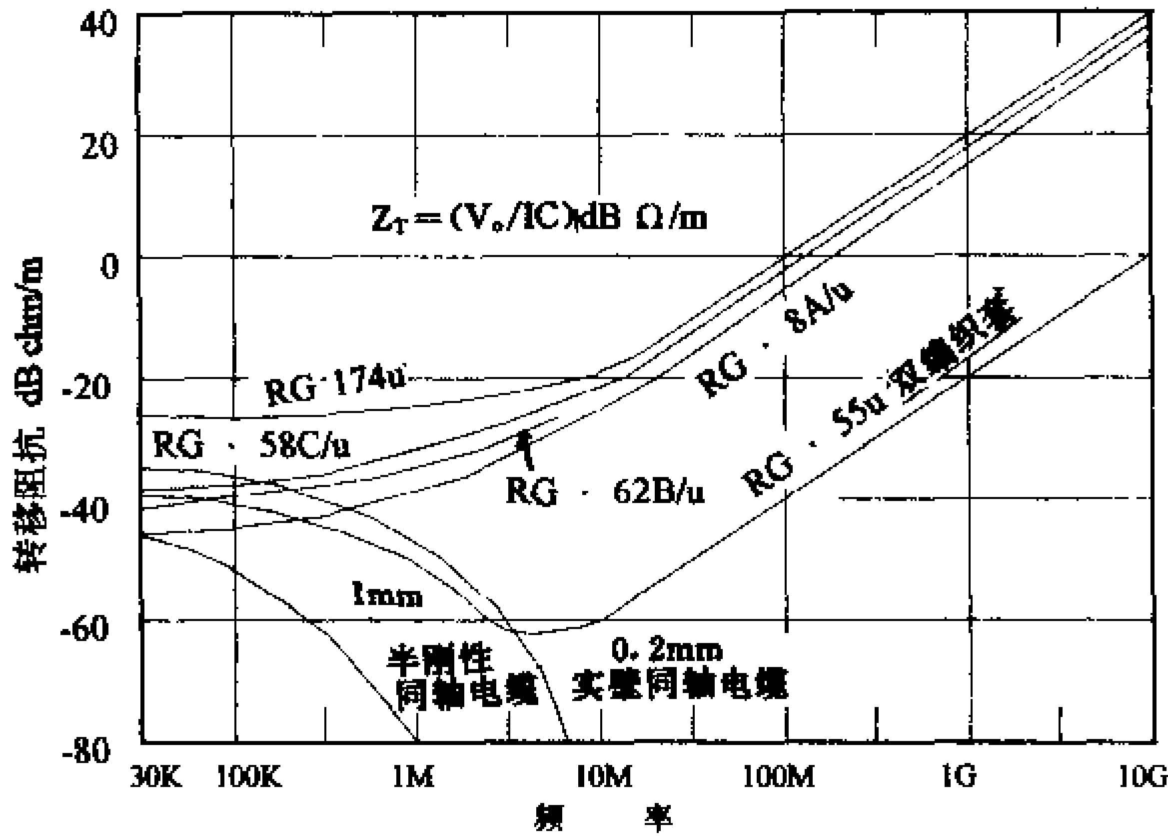


图 12-7 同轴电壁的转移阻抗

12.8.3 近场电缆对电缆的耦合

近场中的电缆对电缆的耦合，也可以称为电容耦合和电感耦合。发射线和受害线之间的电容形成电场耦合，面其互感形成磁场耦合。

· 容性耦合

若发射线上电压为 V_c，耦合到受害线上的电压为 V_v，如图 12-8 所示，则：

$$\frac{V_v}{V_c} = \frac{1}{1 + j\dfrac{1}{WC_{cv}Z_vL_m}} \qquad (12\text{-}14)$$

式中：C_{cv}：导线间的互电容；

Z_v：发射线对地阻抗和受害线对地阻抗的并联值。

二线间的电容为：

$$C_{cv} = \frac{-2\pi\varepsilon_r ff \cdot \varepsilon_0}{det} \times p_{12} \qquad (12\text{-}15)$$

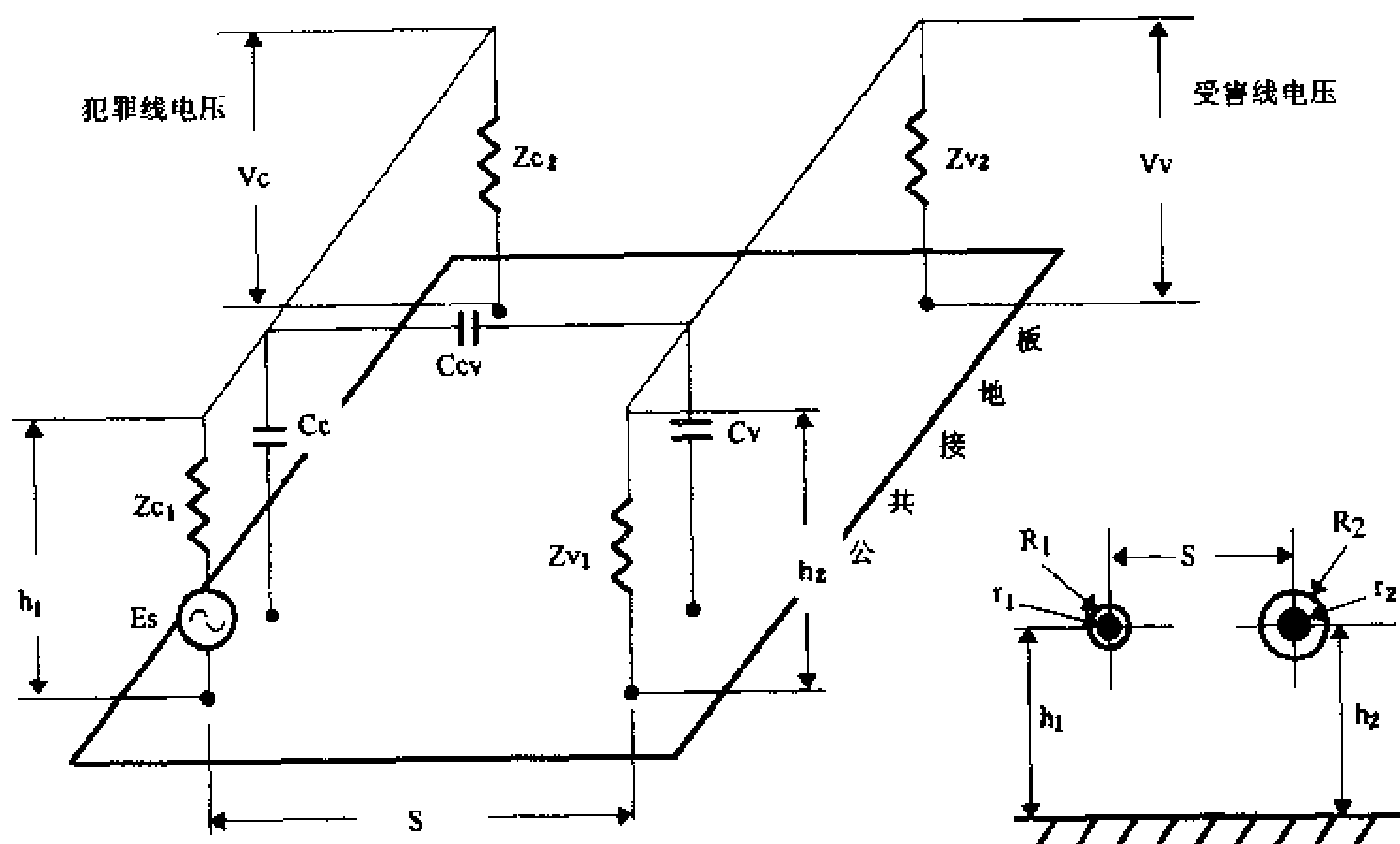


图 12-8　接地板上面的平行线之间容性耦合的线路图

式中：$\cdot\ p_{12} = \frac{Arccosh}{2}\left(\frac{s^2+(r_1^2-r_2^2)}{2sr_1}\right)+\frac{Arccosh}{2}\left(\frac{s^2-(r_1^2-r_2^2)}{2sr_2}\right)$

$$-\frac{Arccosh}{2}\left(\frac{s'^2-(r_1^2-r_2^2)}{2s'r_1}\right)-\frac{Arccosh}{2}\left(\frac{s'^2+(r_1^2-r_2^2)}{2s'r_2}\right)$$

$\cdot\ s' = \sqrt{4h_1h_2+s^2}$

$\cdot\ det = Arccosh\left(\frac{h_1}{r_1}\right)\cdot Arccosh\left(\frac{h_2}{r_2}\right)-p_{12}^2$

$\cdot\ \varepsilon eff = 1+\frac{\left(\frac{R_1+R_2}{r_1+r_2}\right)^2-1}{1/2\left(\frac{2s+R_1+R_2}{r_1+r_2}\right)^2}\cdot(\varepsilon_r-1)$

=空气和导线绝缘层组合在一起的有效介电常数

$\cdot\ \varepsilon_r$=导线绝缘层相对介电常数。

受害线路对地的电容 C_v：

$$C_v = \frac{2\pi\varepsilon_0}{det}\cosh^{-1}\left(\frac{h_2}{r_2}\right)\cdot l_m \tag{12-16}$$

而犯罪线路对地的电容 C_c：

$$C_c = \frac{2\pi\varepsilon_0}{det}\cosh^{-1}\left(\frac{h_1}{r_2}\right)\cdot l_m \tag{12-17}$$

·感性耦合

如图 12-9，发射线上电压为 V_c，受害线感应到的干扰电压为 V_v，则：

$$\frac{v_v}{v_c} = \left(\frac{z_{v_2}}{z_{v1}+z_{v2}+jwL_vl}\right)\cdot wL_{c_v}l/z_{c_2} \tag{12-18}$$

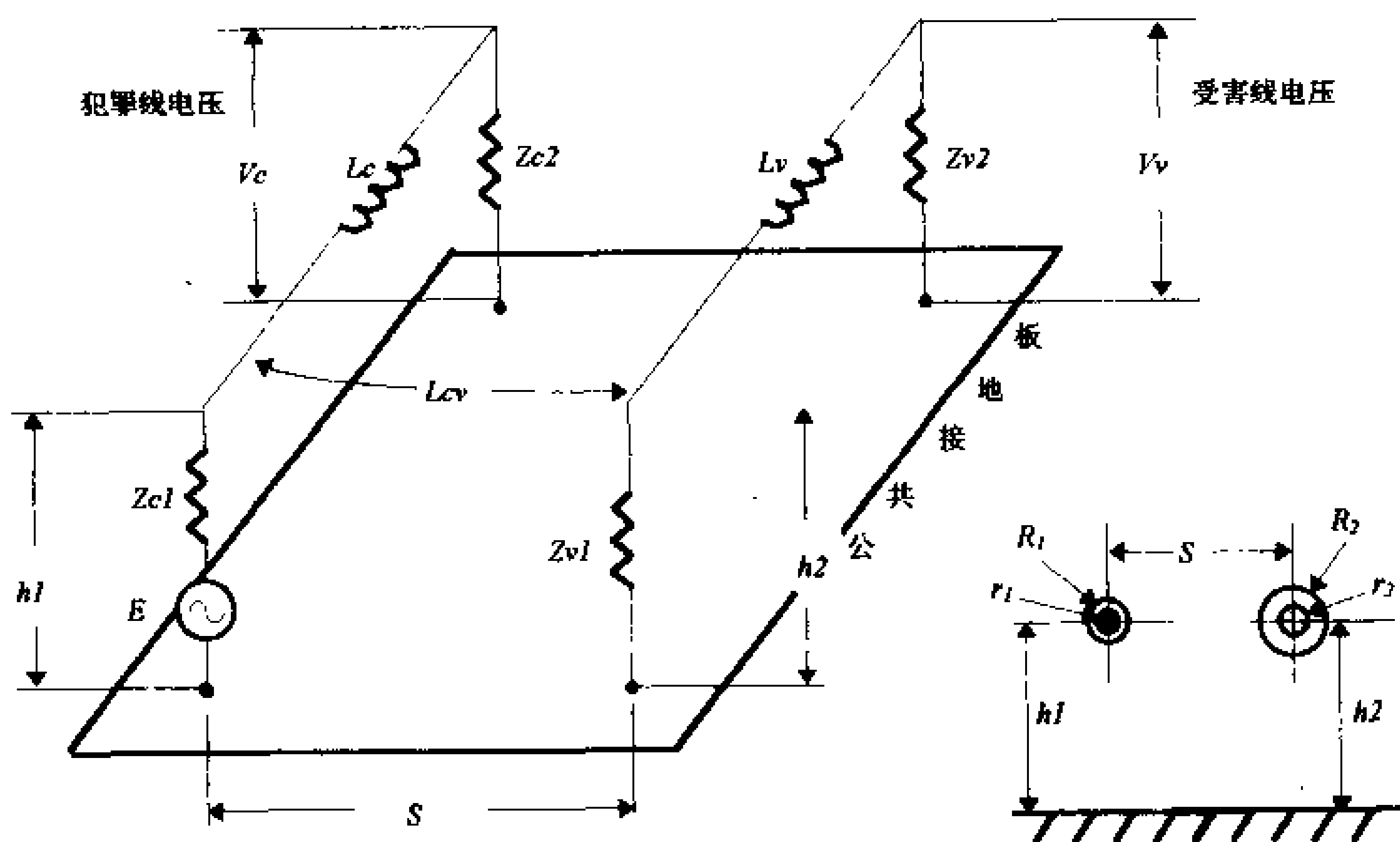


图 12-9 接地板上空两平行线之间感性耦合的线路图

式中：w ——2πf（f 为频率，单位 Hz）

z_{c_v} ——犯罪线路的负载阻抗，单位 Ω。

L_{c_v} ——犯罪和受害线之间的互感（每米），单位为 H/m。

L_v ——受害线的自感，单位为 H/m，

z_{v_1} ——受害线的源阻抗，单位为 Ω，

z_{v_2} ——受害线的负载阻抗，单位为 Ω，

l ——电缆长度，单位为 m。

$$L_{c_v} = \frac{\mu_0}{4\pi}\ln\left[\frac{(h_1+h_2)^2+s^2}{(h_1-h_2)^2+s^2}\right] \tag{12-19}$$

图 12-8 中：$\mu_0 = 4\pi\times10^{-7}$H/m＝自由空间的磁导率，

$$L_v = \frac{\mu_0}{2\pi}\ln\left(\frac{2h_2}{r_2}-1\right) \tag{12-20}$$

$$L_c = \frac{\mu_0}{2\pi}\ln\left(\frac{2h_1}{r_1}-1\right) \tag{12-21}$$

12.9 系统 EMC 控制和预测分析

为保证系统内外间的电磁相容性，系统兼容性工作的进行要贯穿于从设计到交付使用的整个过程的始终，而且必须与技术设计同时开始。在设计初期阶段就要制定出电磁兼容的实施计划、控制计划和测试计划。EMC 实施计划用文件形式明确规定各项任务和主要工作，与整个工程计划完全协调一致。EMC 控制计划是保证系统现有最佳电磁兼容性的主要技术文件，它是在执行一项工程项目的早期阶段制定的，提供所有的 EMC 技术资料，规定

或提出所有的要求、规程和控制机构，包括组织机构、规范、设计准则和测试计划。测试计划包括所需测试设施和测试仪器，对测试取样、试验规程、实验报告和各类测试的说明。测试计划确定了 EMC 测试的内容及执行测试的方法。

12.9.1 EMC 控制

要得到一个电磁兼容的系统，首先就必须有好的 EMC 设计。卫星系统的 EMC 设计，小到元器件和部件的使用，大到整个卫星及卫星与地球站及与工作环境的关系处理。要根据卫星实际特点，采取针对性的控制措施。对于系统之间的问题，要保证本系统设计频率符合国际和国家的无线电管理条例，主要涉及发射机和接收的工作频率，占用频带和发射功率是否符合要求。对于系统之内的问题，则更加复杂一些，下面主要论述卫星系统内的 EMC 设计问题。卫星 EMC 设计中要综观全局，处理好一般性的和共性的问题，又要照顾特殊性问题。

a. 接地

卫星的地平面一般来说就是卫星的结构，卫星结构是否能为卫星的电系统提供一个好的地，与结构所使用的材料和结构的构成方式有关，对于使用碳纤维部件的卫星还必须采取另外的措施，保证为电系统提供一个导电性良好的地参考面，如铺设薄铜带、用导线搭接等。有了满足要求的地之后还必须设计出一个合理的接地系统。实践证明设计合理的接地系统是 EMC 控制最经济、最有效的措施。接地方案中要保证对低频系统是单点接地的，防止低频接地系统中出现地回路，对高频系统要就近多点接地。要控制接地实施的搭接阻抗，使之满足有关的接地标准。接地位置对电路要选在最大电流之处，对结构要选在能迅速疏散杂散电荷之处。

b. 接口电路

接口电路设计不当往往是产生干扰现象的主要原因。特别是卫星的供配电、遥测和遥控系统是连接卫星各电系统的纽带，如果这些系统与其它系统间的接口电路设计不当，就会引起卫星各分系统间的串扰。合理的接口电路不应当对接地系统带来额外的地回路，另外又具有高的共模抑制能力。好的接口对模拟量接口应采用平衡输入电路，对数字量接口应采用平衡或其它合理的隔离电路。另外对敏感接口最好使用单独的回线，以避免引起共阻抗干扰。作为好的接口设计应满足回流规则，即信号线和相应回流线上的电流应大小相等方向相反，二者的代数和为零。按照回流规则设计出的接口电路，可以减小对其它电路的干扰，又会对来自外部的电磁干扰具有高的抗干扰能力。

c. 滤波

正确的滤波是抑制传导干扰的有效措施，特别是对瞬态干扰。滤波器要针对可能的外来干扰特性设计。另外对电源线的滤波不能随意使用滤波电容，使用过大容量的滤波器，反会增大设备启动电流，引起对其它共享电源系统的干扰。

d. 屏蔽

屏蔽可起到抑制电磁场发射的作用，但屏蔽应作为最后一种手段来使用，能使用接地和滤波或正确设计接口电路来解决的就不必使用屏蔽，因为屏蔽对卫星来讲要花费过高的体积、重量和费用代价。当使用屏蔽时要正确处理屏蔽的接地，否则达不到应有的效果。

e. 频率控制

频率控制对无线系统是相当重要的，但在卫星内部由于各系统共享一个小的空间，很易引起内部的干扰。频率控制除包括无线发射频率和接收频率外，要认真考虑到星内的本振频率、中频频率，和各种可能的谐波和组合频率干扰，还要认真考虑各数字电路的工作频率，脉冲前后沿宽度。在频率设计上尽量使各占用频率和频带在频率上相互隔离，以免引起不必要的频率干扰。

f. 特殊功能部件

星上一些强干扰源、娇弱的敏感部件需要采取特殊的 EMC 措施。电爆器件既是弱敏感器，又是强干扰源。电动机和磁带机是强干扰源，大功率部件开关机是其它部分的强干扰源。星上探测部件，如红外敏感器、CCD 相机的探测器等都是弱敏感源。要对这些强干扰源、弱敏感器采取特殊的接地、滤波、屏蔽等保护措施。

g. 布缆设计

星上多数内部干扰是通过接口电缆引入的，因此电缆的设计对卫星 EMC 十分重要。电缆束布局的设计应使串扰和干扰耦合最小化，尽可能减小信号和干扰对环境的辐射及电磁环境对电缆的影响。电缆束布设的有效性与电缆长度、屏蔽效率，走线方向及线束间的间距有关。传输载波线应按干扰辐射程度，敏感程度分门别类合理安排在不同线束内，并在布缆时保持一定的空间间距。

12.9.2 EMC 预测和分析

EMC 预测和分析为系统的 EMC 设计、制定规范和改进设计提供数据依据。为进行 EMC 预测和分析，就需要建立干扰源、传输函数和接收器的数学模型，并且为使用模型而确定反映实际电路模型的基本数据。一般来说，源模型、耦合模型和接收器模型都可用时域和频域的函数来描述，对于一些不能确知的和随机现象则需要用统计特殊来描述。

12.9.2.1 卫星系统内 EMC 预测和分析

卫星是由不等数目的天线、设备机箱和电缆组成的，其中电缆中的信号互连线数目庞大，在天线、机箱和电缆束的九种耦合组合中，主要的干扰耦合是天线对天线、天线对电缆、电缆对电缆的干扰耦合。系统内 EMC 预测分析就要对这些主要的干扰耦合进行计算分析。对每个敏感的接收器，分析程序计算每一个潜在干扰源经耦合传递而到达接收器输入端口的能量，然后把不同干扰源在接收器输入端所产生的干扰电压相加，就可以确定接收器与这些干扰源兼容。当干扰作用超出接收器的敏感门槛时，就要改进设计，或对干扰源，成对耦合路径成对接收器本身采取有效的 EMI 控制措施。卫星系统内的干扰源，敏感端口和耦合路径数量很大，不可能也不必要对所有线路干扰进行分析计算，只需对那些强的源，比较敏感的接收器和传输损耗小的路径进行分析计算即可。特别是电缆线之间的耦合计算比较复杂，要对各接口导线的组合都进行计算是不可能的，只能分别归类后，计算出不同类别中典型的干扰耦合。

12.9.2.2 系统间 EMC 预测分析

系统间 EMC 预测分析与系统内 EMC 预测分析的方法类似。但基本规则有所不同。卫星系统与其它系统之间的干扰主要是通过天线一天线之间的耦合引起的，另外我们可以控

制和修改卫星自身的设计，但不能控制和修改其它系统。系统间分析中的干扰源是发射机，受害设备是接收机，耦合途径是天线对天线的空间电磁波传播耦合。对某一确定的发射机—接收机对，接收机所收到的干扰信号功率 $P_A(f,t,d,p)$ 为：

$$P_A(f,t,d,p) = P_T(f,t) + C_{TR}(f,t,d,p) \tag{12-22}$$

式中：$P_T(f,t)$ 为发射机输出功率 dBm；

$C_{TR}(f,t,d,p)$ 为发射机和接收机间的传输函数 dB；

f：频率变量；t：时间变量；d：距离变量；p：方向变量。

干扰余量 IM 为：

$$IM(f,t,d,p) = P_A(f,t,d,p) - P_R(f,t) \tag{12-23}$$

式中、$P_R(f,t)$ 为接收机的敏感度门槛电平 dBm。

如果干扰余量为正，则存在潜在的干扰问题，若干扰余量 IM 为负，则很少可能或不会出现干扰问题。IM 的扩展方程可表示为：

$$\begin{aligned} IM(f,t,d,p) = {} & P_T(f_E) + G_T(f_E,t,d,p) - L(f_E,t,d,p) \\ & + G_R(f_E,t,d,p) - P_R(f_R) + CF(B_T,B_R,\triangle f) \end{aligned} \tag{12-24}$$

式中，$P_T(f_E)$：在发射机在频率 f_E 上的发射功率 dBm；

$G_T(f_E,t,d,p)$：发射天线在接收机方向上的天线增益；

$L(f_E,t,d,p)$：发射机和接收机间，频率 f_E 的传播损耗；

$G_R(f_E,t,d,p)$：接收天线在发射机方向上的天线增益；

$CF(B_T,B_R,\triangle f)$：考虑到接收机和发射机工作的频率间隔 $\triangle f$，发射机和接收机带宽 B_T,B_R 在内的影响因子。

上述表达式适用于不同类型的干扰问题，例如每个发射机产生很多不希望的寄生发射分量，而每个接收机在希望的响应之外，还有很多乱真响应频率点。

12.9.3 发射机模型

发射机的发射成份包括：基波、谐波、非谐波和宽带噪声发射。在 EMI 预测分析中，基波、谐波分量，和其它组合频率分量都可能成为其它系统的干扰源。有两种基本类型的发射机：倍频式和混频式。倍频式的输出为调制中频的谐波分量，而混频式的输出则为混频器输入的二个频率的组合频率：

$$f_M |pf_1 \pm qf_2| \tag{12-25}$$

式中：f_M：输出频率；

p,q：正整数；

f_1,f_2：混频器二个输入频率。

由发射机输出的谐波平均发射功率随谐波次数增加而减小。谐波的平均幅度可表示为：

$$P_T(f_{NT}) = P_T(f_{OT}) + Alog_{10}N + B \quad 对\ N \geqslant 2 \tag{12-26}$$

式中：$P_T(f_{NT})$：第 N 次谐波的功率 dBm；

$P_T(f_{OT})$：基波功率 dBm；

N：谐波次数。

A,B：对一特定发射机是一个常数。

另外发射调制边带包络模型可分段表示为：

$$M(\triangle f) = M(\triangle f_1) + M_i log_{10}\left(\frac{\triangle f}{\triangle f_i}\right), \triangle f_i \leqslant \triangle f \leqslant \triangle f_{i+1} \tag{12-27}$$

式中：$\triangle f$：距参考频率的间隔；

$\triangle f_i$：第 i 段带宽；

M_i：第 i 段调制包络的斜率。

12.9.4 接收机模型

卫星无线接收机模型图 12-10 所示。

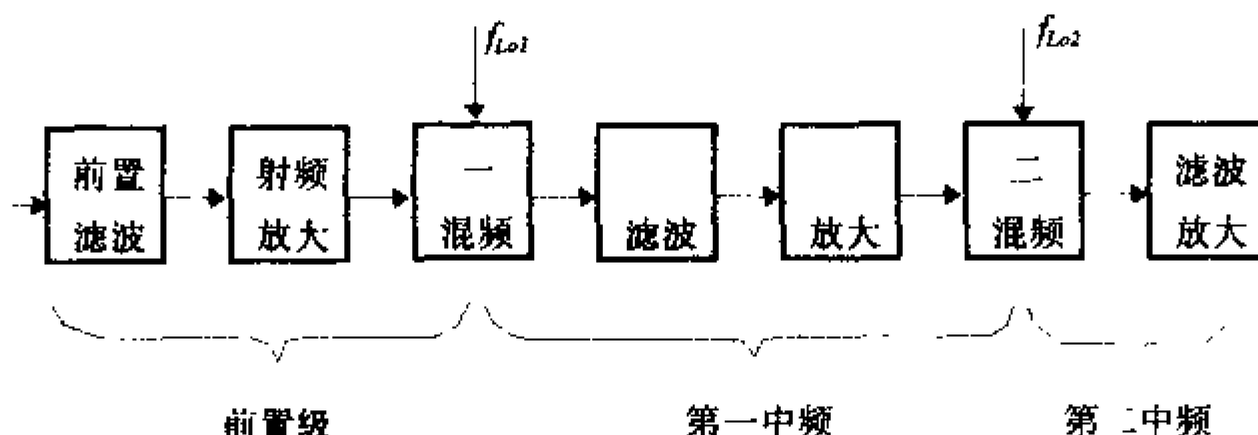


图 12-10 差拍接收机模型

不希望的干扰信号能对接收机产生多种干扰影响，可分类为：同频道干扰、邻频道干扰和带外干扰。同频道干扰直接出现在接收机前置滤波器的通带内，它或者降低接收机的灵敏度，或淹没所希望的信号。邻频道干扰可能同有用信号一起转换到中频级输入端，这时中频选择性和干扰信号频谱都会影响出现在检波器输入端的干扰信号电平，另外一个或多个干扰信号可能会在射频放大器或混频器中产生的非线性作用影响下产生互调、变调，或干扰信号对自动增益控制的作用而降低灵敏度。带外的强干扰信号会与本振的谐波混频产生中频干扰信号而引起接收机带外的乱真响应。接收机的敏感度特性如图 12-11 所示。

接收机乱真响应频率可表示为：

$$f_{SR} = \left|\frac{pf_{Lo} \pm f_{IF}}{q}\right| \tag{12-28}$$

式中：p：本振谐波次数；

q：干扰信号谐波次数；

f_{LO}：本振频率；

f_{IF}：第一中频频率。

作为统计特性，对于一个规定的 q 值，平均乱真响应敏感度门槛的包括模型为：

$$P_R(f_{SR}) = P_R(f_{OR}) + I\log_{10}P + J \tag{12-29}$$

式中：$P_R(f_{SR})$：对特定 P 值的平均乱真响应敏感度门槛 dBm；

$P_R(f_{OR})$：接收机同频道敏感度门槛 dBm；

I 和 J：对某一接收机类型，是待定常数；

I：量纲为：dBm/10 倍频程；

J：相对于基波灵敏度的 dB 数。

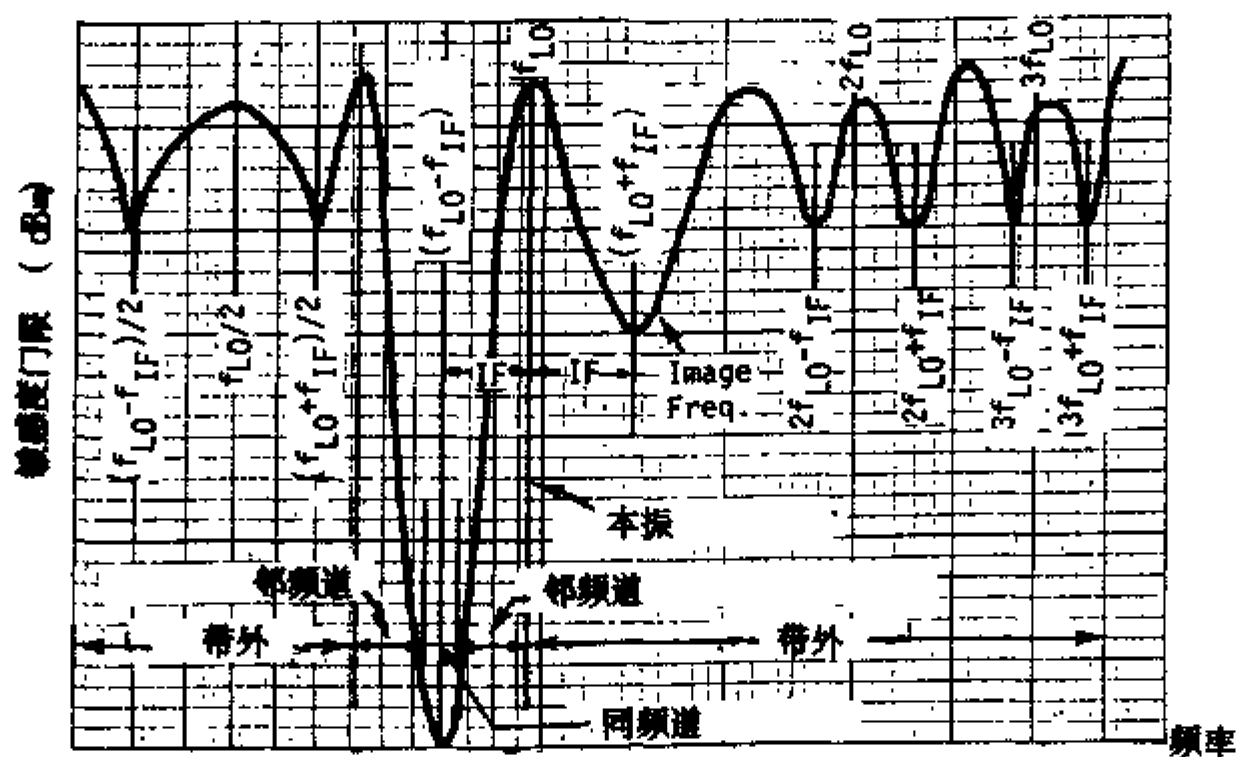


图 12-11 接收机敏感度特性

参 考 文 献

[1] White Donald R. J. Volume 3 Electromagnetic Interference Control Methods &. technigues 1973, Don white Consultants INC.

[2] White. Donala R. J. White. EMI control methodology and procedures 1985 Don White consultants INC.

[3] White Donald R. J. EMI Controld in the Design of Printed Circuit Board and Backplanes. 1982 Don White Consultants INC.

[4] Kaiser. Dr. Bernhard E. EMI Control In Aerospace Systems, 1979 Don white consultants INC.

[5] [美] 凯瑟 . B. E. 电磁兼容原理 . 北京：电子工业出版社，1985.

第13章　卫星可靠性设计

13.1　概述

13.1.1　前言

产品的可靠性是使用部门和研制部门最为关注的问题之一。本章概要介绍卫星可靠性设计的基本概念和方法。与卫星总体设计的其他方面一样，可靠性总体设计应当包括对卫星产品本身的可靠性设计和对设计进行验证所使用的方法（试验等）的设计。本章重点讲述前一个方面的问题。对于第二个方面的问题，以及为保证这两方面工作得以有效、及时开展的可靠性管理问题也将作简要的介绍。以求对卫星总体可靠性工作有一个相对完整的概念。这对于更深刻地认识可靠性设计，以及它与其它各项工作的关系是有益的。

13.1.2　何谓卫星的可靠性，怎样才能保证其可靠性

可靠性是一个系统（如卫星）可工作性的统计概率特性。经典的最常用的可靠性定义是一个系统在规定的条件下、规定的时间内成功完成预定任务的概率（或可能性）。它是产品固有的属性，综合反映了产品从设计到完成所有研制，以及使用全过程中各方面的工作质量。

在卫星设计、研制和使用中有诸多因素将对产品的可靠性带来影响。概括起来大致有以下几个方面：

a. 卫星可靠性定量和定性要求的明确性。

b. 产品设计的合理和充分性。诸如系统过于复杂，过多地采用新技术、新工艺，高技术风险的项目，存在过多的单点故障环节，对设计中潜在的缺陷和可靠性薄弱环节没有采取有效的分析方法去加以识别和消除；元器件、原材料质量低劣，使用不当或满负荷工作；对地面发射和空间环境缺乏必要的认识和有效的防护等都将对卫星的可靠性带来不良的影响。

c. 试验的充分性。产品的可靠性设计要有必要的试验加以验证。通过各级产品的各种试验达到暴露设计缺陷并加以改进，剔除有缺陷的元器件，达到保持和增长可靠性的目的。

此外还有生产加工过程中的质量控制和使用中的正确性。

为了保证卫星的可靠性，必须采取一系列管理和技术的手段和方法，这就是可靠性工程方法的实施。

13.1.3　卫星可靠性工程简介

可靠性工程是50年代开始兴起的一门学科。在国外（美国、西欧与日本等）经历了形成、发展和成熟应用的过程，形成了一整套完善的体系。在国外宇航界，可靠性工程得到了广泛的应用，业已取得巨大的效益。我国从80年代初开始学习国外的先进经验，研究探

索适合国情的航天可靠性工程发展的路子，也正逐步走上规范化管理、设计和试验的轨道，呈现出良好的发展势头和光明前景。

卫星可靠性工程的基本目的是采取有效的可靠性保障技术和管理措施，以相对最低的费用、研制出满足使用要求的卫星，降低乃至消除卫星轨道运行中发生危及任务的重大致命性故障。卫星可靠性工程包括三个方面：可靠性管理、可靠性设计与评定、可靠性试验。

其中可靠性管理有五项工作，可靠性设计与评定有十二项工作，可靠性试验有二项工作。

(1) 可靠性管理

a. 可靠性工作计划——对卫星研制各阶段可靠性工作作全面详细的安排，包括任务，工作项目、实施方法，分工职责和时间安排。

b. 对转承制单位可靠性工作的监控——对这些单位的产品研制的可靠性保障工作实施有效的监督，使之研制的产品符合总体可靠性要求。

c. 可靠性评审——检查、评定可靠性工作计划的执行情况，明确主要的问题，提出相应的建议。

d. 故障报告、分析和纠正措施系统（FRACAS）——建立闭环的故障处理系统，保证各种研制试验、测试中发生的所有故障都得到及时报告、分析，并采取了相应的修改措施，而且这些措施的有效性都得到了验证。

e. 故障评审组织——组织对卫星研制和飞行中重大故障和趋势的分析与评审，保证故障报告系统的有效实施。

(2) 可靠性设计和评定

a. 可靠性模型建立——提出各级产品的可靠性框图和数学表达式，为各项可靠性分析工作奠定基础。

b. 可靠性预计——预测、评定各级产品可靠性的潜在能力和定量要求是否已达到。发现设计中故障率较高的环节，为设计修改和备份优化提供信息。

c. 可靠性分配——确定与整星可靠性定量要求相一致的各分系统、设备/部件的可靠性定量要求。

d. 故障模式、影响和危害度分析（FMECA）——识别卫星潜在的设计缺陷和可靠性保障的其他要求，提出相应的措施。

e. 容差分析——保证元器件/电路参数可能的变化不会影响电路/设备正常功能的发挥。

f. 潜通电路分析——识别导致电路不需要的功能或抑制电路正常功能的潜在（寄在）电路，并设法消除之。

g. 元器件、材料和工艺的选择、使用和控制——对卫星、设备/部件使用的标准和非标准元器件、材料和工艺实效有效的控制，推行元器件使用和降额准则。

h. 可靠性关键项目或关键产品的控制——识别并确定在可靠性方面应予以特殊重视的项目或产品，对它们实施有效的控制，达到消除或尽量减少其不可靠因素的目的。

i. 地面试验、贮存、运输、装卸和维修，以及发射，轨道运行环境对可靠性影响分析

——确定上述诸条件下环境对卫星及其设备可靠性可能带来的影响，采取必要的防护设计措施。

j. 硬件可靠性设计技术的应用——推行有效的电路、冗余等可靠性设计准则和方法。

k. 软件可靠性——用最有效的方法与程序，生成满足任务要求的软件，保证其可靠地工作。

（3）可靠性试验

a. 环境应力筛选——对元器件、印制线路板、设备乃至整星施加必要的应力（力学与温度）及早诱发卫星产品中混杂的有缺陷的元器件的失效，暴露设计和工艺问题，并加以修改，进而达到降低设备和系统工作中失效率的目的。

b. 研制和可靠性增长试验——通过对研制过程中各级产品的各种试验所产生的失效（或故障）进行分析和设计更改；必要时可通过综合环境应力试验，揭示设计、工艺的缺陷，并采取纠正措施，达到消除失效机理，提高卫星固有的可靠性的目的。

与环境应力筛选试验的不同点是可靠性增长试验的综合应力与产品实际经受的环境应力有关，而前者应力的类型与量值确定仅与渗发有潜在缺陷的元器件失效的基理有关。

从造成卫星不可靠的基本原因入手，提出相应的对策，并将这些对策与可靠性工程的工作项目相对应，可见表 13-1。卫星可靠性工作与型号研制阶段的关系见图 13-1 和表13-2。

在卫星可靠性工程实施中应当明确以下几点：

(1) 卫星可靠性工程贯穿型号研制的全过程。从指标论证，特别是方案论证阶段开始，就应抓紧这方面的工作。随着设计、研制工作的深入，可靠性工作也将逐步细化。同一可靠性工作项目往往在不同研制阶段都要采用，每次都付于新的内容。通过这种反复地工作使产品的设计与试验得到不断深化，产品的固有可靠性得到不断的改进。

(2) 可靠性工作涉及所有的研制单位，应当在各级产品研制中得到落实。

(3) 卫星可靠性工程的三个方面是缺一不可的有机整体。各工作项目是相互关连，而又各具相对独立的功能和作用。从总体上讲却又形成相当严密的体系。任何一个方面或某一项工作的短缺都将程度不同地影响卫星可靠性目标的实现。

(4) 不同卫星型号，由于其技术成熟性、重要程度、研制周期和费用的情况不同，对工作项目的选择与使用可以有所不同，但一些基本的工作项目是不应删减的。

(5) 卫星可靠性工作项目就其主要内容讲，大部分与其他类型的装备或系统是相似的。但是在试验和可靠性定量要求的验证方面与生产批量很多的产品是不同的。一是常规的统计试验验证可靠性的方法不适用于卫星。原因是卫星的生产数量太少。二是由此面来的可靠性定量要求的验证只能靠分析预计的方法来实现（建立在元器件失效率或有先验数据相似产品可靠性数据的基础上）。三是专门的可靠性增长试验对于大部分星上电子产品是不适宜的。只有对少量可靠性风险大，面又对任务成败至关重要的设备才进行这种试验，这主要是受研制周期和费用的限制，卫星可靠性增长的途径主要有两条：设计阶段过细的分析和研制中的各种试验。由此去发现问题，加以改进或纠正。

表 13-1 影响卫星可靠性的主要原因及其对策

序号	不可靠的基本原因	相应对策	对应的可靠性工作项目	可靠性类别
1	可靠性要求不明确	确定卫星及其设备可靠性设计目标与工作要求	可靠性参数选择与指标确定，可靠性工作计划	设计，管理
2	存在不合理或不充分的设计 ·系统过于复杂，新技术采用过多	优选经飞行验证的成熟技术，硬件、软件，强调继承性，简化系统设计	参与系统权衡优化设计，提出可靠性设计准则	设计、分析
	·单点故障过多，可靠性设计不好	在可能的情况下，合理的冗余设计等	可靠性设计技术应用（冗余）	设计
	·对设计缺乏充分有效的分析，隐患不能暴露	推行有效的可靠性设计、分析方法，充分揭示设计缺陷，加以改进	可靠性建模、预计、分配FMECA，容差分析，潜通电路分析	设计
	·元器件、材料、工艺选用不当	强制推行元器件，材料优选目录，建立严格的审批程序，实施元器件降额准则和应用指南	元器件、材料与工艺选用控制	设计（含管理）
	·有缺陷的元器件、加工与设计存在	设法剔除，筛选，更换好的元器件与加工	环境应力筛选	试验
	·环境认识不足，缺乏防护设计	进行环境影响分析，开展环境防护设计，或改善工作环境	地面与空间环境影响分析	设计与分析
	·软件缺陷	开发软件生成的规范化设计，测试，加强对软件的管理	软件可靠性	设计与管理
3	产品缺乏有效的试验验证，或对试验中暴露的问题没有彻底解决	制订并实施各级产品试验计划	研制与可靠性增长试验，故障报告，分析和纠正措施系统	试验与管理
4	缺乏对设计试验的严格评审	组织专家评审	设计评审（可靠性部分）故障评审组织	管理
5	对外协单位产品失控	规定控制要求、方法和程序	对转承制单位可靠性监控	管理
6	研制过程中质量控制差	加强文件及其更改控制，强化质保体系及其工作	质量保证（不属于可靠性工程范围）	（质量）

表 13-2 卫星可靠性工作项目

序号	工作项目	研制阶段			
		指标论证	方案论证	初样	正样
1.0	可靠性管理				
1.1	可靠性工作计划	△	✓	✓	✓
1.2	对转承制单位的监控	△	△	✓	✓
1.3	可靠性评审	△	✓	✓	✓
1.4	故障报告、分析和纠正措施系统（FRACAS）	×	△	✓	✓
1.5	故障评审组织	×	×	✓	✓
2.0	设计与评定				
2.1	可靠性模型建立	△	✓	✓	○
2.2	可靠性预计	△	✓	✓	○
2.3	可靠性分配	△	✓	✓	○
2.4	故障模式影响和危害度分析（FMECA）	△	✓	✓	○
2.5	电路容差分析	×	×	✓	○
2.6	潜通电路分析	×	×	△	○
2.7	元器件、材料、工艺选用控制	△	✓	✓	✓
2.8	可靠性关键项目	△	✓	✓	✓
2.9	试验、贮存、运输、装卸维修影响分析	×	△	✓	✓
2.10	硬件可靠性设计技术应用	×	✓	✓	✓
2.11	软件可靠性	×	✓	✓	○
3.0	试验				
3.1	环境应力筛选	×	×	✓	✓
3.2	研制/可靠性增长试验	×	△	✓	✓

注：表中符号“√”：适用，“△”：选用，“○”修改设计后用，“×”不适用。

13.1.4 设计是将可靠性引入产品的关键所在

在卫星整个寿命期中，可靠性引入产品的机会是不同的。图 13-2 说明了这一点。引入可靠性的“高机会区域”从方案设想中后期开始，到初样设计前期（完成硬件和软件的详细设计）。研制工作每深入一步，对系统或硬件的设计修改和改进就越困难，所付出的代价也随之增大。统计表明这两者将可能呈数量级的变化关系。即设计修改进行越迟，所需付出的人力、财力将成十倍，乃至百倍的增加。因此将可靠性引入卫星产品的最好时机是在卫星研制的早期，在早期各设计阶段，系统方案构思与选择，初步设计（方案设计）技术途径的选定，以及详细设计准则的实施都必须尽早地落实，这一点非常重要。可靠性工程确定的“预防为主，早期投入”的思想正是基于卫星生成过程的规律提出的；也是总结了

国外 60 年代时兴一时的“失效工程”（通过试验发现问题加以改进，而不重视初期设计）的经验教训提出的。

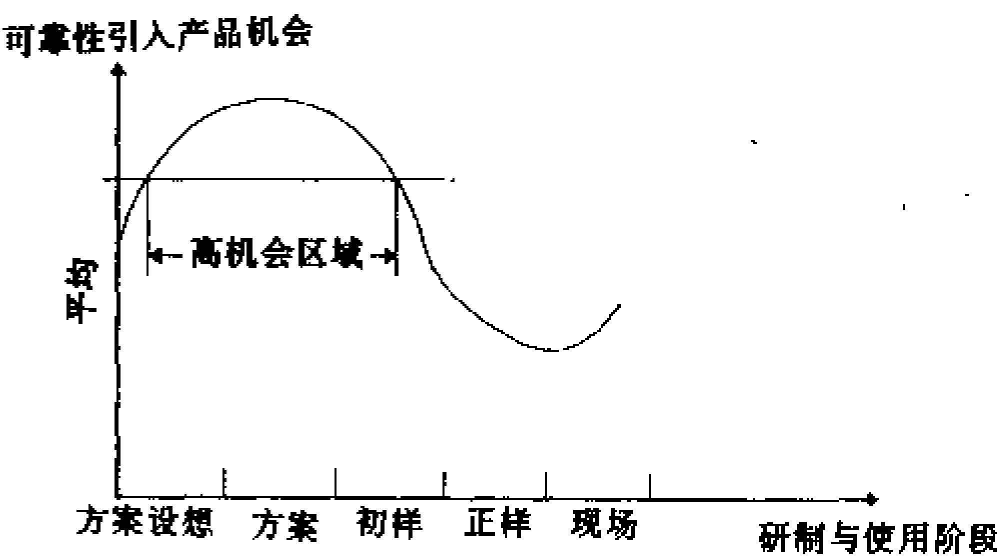


图 13-2　可靠性引入时机

13.1.5　各可靠性工作项目的资源投入

国外对各可靠性工作项目的资源（人力、时间、物力）投入作了统计，见表 13-3。

表 13-3　可靠性工作资源投入（%）

阶　段 工作项目	方案设想	方案	初样	正样	其它	加权总合（项目）
计划	6	3	1	0	8	1
转承制单位监控	10	10	8	10		11
评审	6	6	5	7	10	6
分析	70	28	13	16	30	19
FMECA	2	15	25			14
故障报告系统		22	30	43		31
可靠性　项目		3	1	1		1
环境影响分析	1	6	2	4		3
试验		9	13	14	2	12
（数据获取）	5				50	1
	100	100	100	100	100	100
加权数（阶段）	5	9	50	33	3	100

由表 13-3 可见：

（1）不同研制阶段，各工作项目投入的工作量是不同的。

（2）方案设想阶段和方案阶段分析占的比重均大。其中方案阶段分析和 FMECA 以及实物故障报告系统（FRACAS）均占较大的比重。

（3）初样阶段 FMECA 和 FRACAS 所占比重最大。

（4）正样阶段 FRACAS 最大，分析、试验占一定比例。

(5) 以项目看 FMECA，分析和 FRACAS 在可靠性工程中最为重要。

13.2 可靠性设计

13.2.1 可靠性要求的确定

卫星可靠性要求包括定量和定性两个方面。定量要求是可靠性工程的基本特征，以统计概率表述，本节所讲的可靠性要求主要指这一点。除定量要求外，在工程实施中还包括定性的要求。诸如努力消除单点故障环节，良好的继承性等可靠性设计准则的实施要求，又如通过 FMEA 和 FRACAS 去分析故障的影响，作工程评定，对设计作定性验证等。

在卫星方案论证阶段，作为卫星的总体技术指标之一，将对卫星的可靠性提出明确的定量要求。一是明确卫星设计的可靠性工作目标，椎动各级可靠性设计技术和方法的采用，并为系统、分系统设计决策、综合权衡提供必要的条件；二是明确卫星最终交付使用的合同验收技术条款，保证验收中对可靠性有可以度量的标准。从工程实践上看，第一个目的是主要的。

卫星可靠性定量要求的确定要做以下几方面的工作：

(1) 首先，要明确可靠性参数。度量一个系统或产品的可靠性，可以用许多参数表示，如可靠度、系统有效性、系统战备完好性，平均无故障工作时间 (MTTF 或 MTBF)、任务平均持续时间 (MMD) 等。卫星目前最常用的参数是可靠度。有时也使用 MMD (MMD= $\int_0^T R(t)dt$ T：任务时间)。

(2) 指标的确定。卫星可靠性指标确定主要依据两方面的考虑：使用需求和可能实现的可靠性水平。后一点受到技术、费用与周期的制约。卫星可靠性指标最主要的影响因素是技术性的，它包括星用元器件的失效率水平、系统配置与备份方式等。指标的确定往往需要在研制部门和使用部门之间作反复协商。研制部门要根据系统的任务要求、硬件构成，利用过去的经验数据和早期预研攻关的信息进行初步的预计分析，并应适当对国内外同类卫星的可靠性水平作调研分析。

(3) 一个完整的卫星可靠性定量要求，应当包括以下四个方面：

a. 卫星的设计工作寿命和任务剖面（包括经历的环境）；

b. 可靠性指标；

c. 成功/失败判据和必要的假设条件；

d. 指标验证的方法（包括验证中所用的元器件失效率数据）。

卫星定量的要求，只有在确定了它们的环境、工作寿命、成功/失败判据和必要的假设条件后，才有确定的含义。这一点我们从可靠度定义中也可以看出来。指标只是一个概率值。成、败判据不同，可靠性模型就不同。环境条件不同，元器件的失效率也不同。必要的假设条件包括产品的失效率分布函数（卫星通常对无并联系统均假设为指数分布），定量要求适用范围（例如由于数据不足和简化分析起见，卫星的主体结构和许多机械部件，如设备机壳等均明确说明不包括在定量要求之中等）。

可靠性指标提出后，如何说明最后的飞行星已经达到了这个目标，这就要进行验证。在

定量要求中要在一开始就明确验证的方法和基础数据。前面已经提到对可靠性验证中常用的试验数据统计验证的方法，对卫星这样极小子样的产品是不合适的。目前，可行的方法是分析验证，即利用元器件失效率数据，通过对卫星自下而上的可靠性预计，取得数据去加以验证。

卫星可靠性定量要求确定的工作程序，以及它与相关技术工作的关系参见表 13-4。

表 13-4　卫星可靠性参数选择与指标确定工作程序

阶段	有关技术工作	可靠性参数选择与指标确定
使用需求论证（方案设想）	a. 初步提出卫星任务和使用要求 b. 开展任务分析、论证提出卫星方案设想	a. 了解卫星任务，方案设想，技术途径 b. 根据卫星特点，确定拟选的可靠性参数
可行性论证	a. 开展卫星可行性方案论证 b. 初步确定分系统主要功能、构成和技术指标 c. 初步确定卫星总体接口要求 d. 初步确定卫星任务阶段、时间、主要工作模式、环境条件、设备/部件工作时间或循环次数 e. 提出成功/失败判据 f. 开展关键技术预研攻关	a. 参与可行性分析和多方案权衡研究 b. 提出卫星寿命，任务剖面 c. 建立不同任务阶段的初步可靠性模型 d. 搜集相同/相似设备和部件的可靠性数据和元器件失效率数据 e. 搜集预研项目工程原理样机研制资料（构成、元器件品种与数量），进行初步可靠性分析 f. 提出卫星可靠性定量要求设想与指标分配建议
方案论证	a. 确定卫星任务和主要技术指标 b. 开展模样机研制 c. 进行方案论证，明确卫星主要技术状态（任务阶段、环境条件、寿命时间、工作轨道，分系统功能与主要技术指标、构成，元器件应用，备份方式，运载火箭，发射场、贮存条件等）	a. 确定卫星工作寿命，任务剖面 b. 确定卫星可靠性模型 c. 搜集模样机工程研制与可靠性资料 d. 开展可靠性预计和分析 e. 提出可靠性定量要求，并在任务书中写入
工程研制（初、正样）	全面开展初样和正样产品设计，制造和试验	通过一系列可靠性设计分析（试验），保证可靠性指标的实现

13.2.2　可靠性模型的建立

可靠性模型建立是确定卫星及其分系统、设备的可靠性逻辑关系和数学表达式。它以可靠性方框图和数学模型两种方式表述。一旦可靠性框图绘制后，根据统计概率的关系即可确定相应的数学关系。

可靠性模型建立是开展各项可靠性设计、分析的前题条件。它为可靠性预计、分配和故障模式影响分析等工作奠定基础。

卫星可靠性模型的建立从方案设想阶段就应开始。到方案阶段应有整星和分系统的模

型。设计更改时应对模型作相应的修改。

卫星可靠性建模的工作程序见图 13-3。

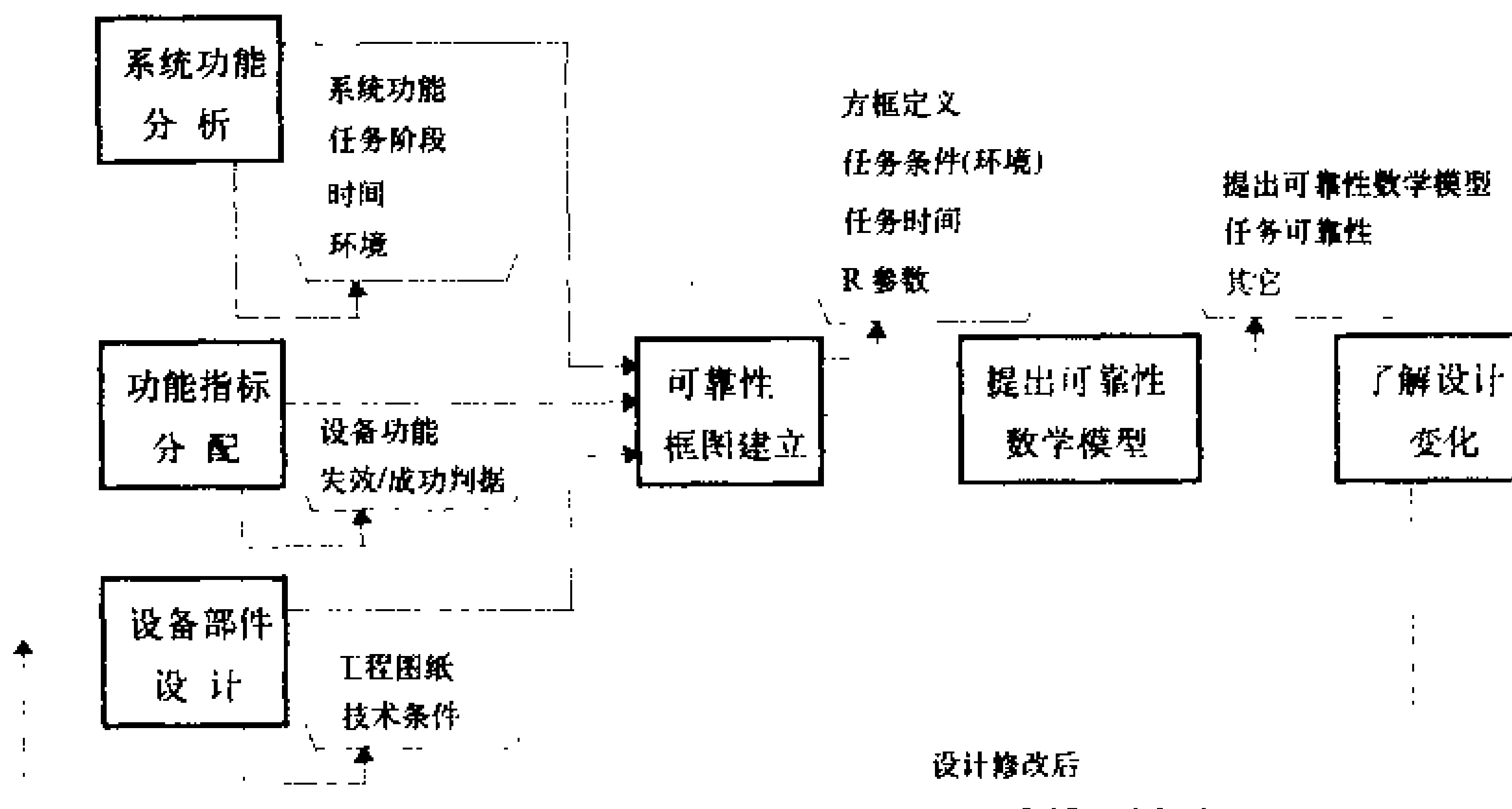


图 13-3　卫星可靠性模型建立

第一步，首先是系统定义。即明确卫星系统级任务、功能要求，明确任务阶段、工作环境，发射与空间飞行中经历的主要事件及其对应的时间。并将总体要求分配到各分系统，分别确定分系统及其设备的功能和构成。确定卫星及分系统成功/失败判据和假设条件。完成各级产品的功能框图和工作原理图。

第二步是绘制可靠性框图。框图应明确系统中各单元的可靠性串、并联或表决等关系。每一方框应标明设备、部件或分系统的名称、可靠性参数（可靠度或失效率），相应的工作时间（或开关循环次数）。框图中可增加附加说明，注说假设条件、成/败判据等。

第三步是提出可靠性数学模型。根据可靠性框图，可以利用概率的基本知识或模型对应的已有公式推导出与框图相对应的可靠性数学表达式。其中元器件可靠性数学模型可以从相应的手册（如国军标 GJB 299 等）中查到，功能单元、分系统和系统的数学模型可用普通概率法、穷举法等方法推导出来。这方面的进一步说明可查阅有关的专业书籍或手册。

在可靠性模型建立中，从框图到数学表达式要注意两个问题：一是，方框在系统中应是独立事件，对于非独立的，应按条件概率法作公式推导，二是对非串、并联或表决系统的框图要单独作数学模型的推导。

13.2.3　可靠性预计

根据已建立的卫星各级产品的可靠性数学模型，代入相应的数据以求得这些产品的可靠性量值即是可靠性预计。

可靠性预计的目的是评定系统设计中产品潜在的可靠性能力，开展冗余设计利益分析，

发现单点故障环节，针对薄弱环节提出相应的改进措施。在正样阶段则是验证可靠性定量要求达到与否的主要方法。

产品作设计修改后，应补充新的可靠性预计，以判断更改对可靠性带来的影响。

在产品不同的研制阶段，可靠性预计可以采用不同的方法来完成。方法的选取可根据型号工程的实际需要和可能获取的数据信息的多少来决定。卫星工程中主要采用以下三种方法：

a. 相似产品比较法

型号早期，硬件技术状态尚不十分明朗，为取得系统可能达到的可靠性粗略的预计值，可以利用与过去相同或相似产品的分析数据进行可靠性预计。

b. 元器件计数法

方案阶段或初样前期，通过模样件的研制或设备详细技术设计所获得的硬件信息，如元器件品种、规格和数量、质量等级（指正样拟用元器件的质量），电路的构成，元器件失效率数据，以及建模时明确的工作环境条件和工作时间等，即可利用元器件简化的失效率模型进行预计。

这种方法也可以在正样阶段使用。

c. 应力分析预计法

应力分析预计法是一种比元器件计数法更详细的分析方法。考虑元器件实际应用时的电和热应力等情况，推算出每个元器件的工作失效率，然后根据可靠性模型计算出各级产品的可靠性量值。

卫星可靠性预计的工作程序见图 13-4。

可靠性预计是自下而上的过程。如元器件计数法和应力分析法预计，即从元器件失效率计算开始，再电路单元，至设备，至分系统，至系统。

第一步首先是计算确定分析对象（如一个电路功能单元或一个设备）所用元器件的相应失效率。通常元器件计数法用通用失效率与质量因子、环境因子的乘积表示。应力分析法用基本失效率和相应使用对应的环境因子、质量、电应力等因子乘积表示。其中基本失效率不仅与应力比（元器件实际工作电应力与额定电应力之比）有关，而且与使用环境温度或半导体器件壳温有关。上述通用或基本失效率数据和各种因子均可以从元器件失效率手册中查得。以应力分析预计法的半导体分立器件为例。其工作失效率 λ_p 为：

$$\lambda_p = \lambda_b \cdot (\pi_E \cdot \pi_A \cdot \pi_{s_2} \cdot \pi_C \cdot \pi_Q) \tag{13-1}$$

式中：λ_b 为基本失效率，对应不同型号的半导体器件有不同的一组数据，$\lambda_b = \lambda(S, T)$，由对应的实际工作应力比 S 和温度 T 可从表中查出 λ_b 值；

π_E 为环境因子，空间轨道运行为 1.0；

π_A 为应用因子（与电路功能有关）；

π_{s_2} 为电压应力因子；

π_C 为复杂度因子（与封装器件数有关）；

π_Q 为质量因子。

其它电子元器件亦有相似的数学模型和对应于各种应用的有关数据。

第二步是计算功能模块或设备的可靠度。以元器件计数法预计为例。假设无可靠性备份环节，电子设备的可靠度通常可用下式表示：

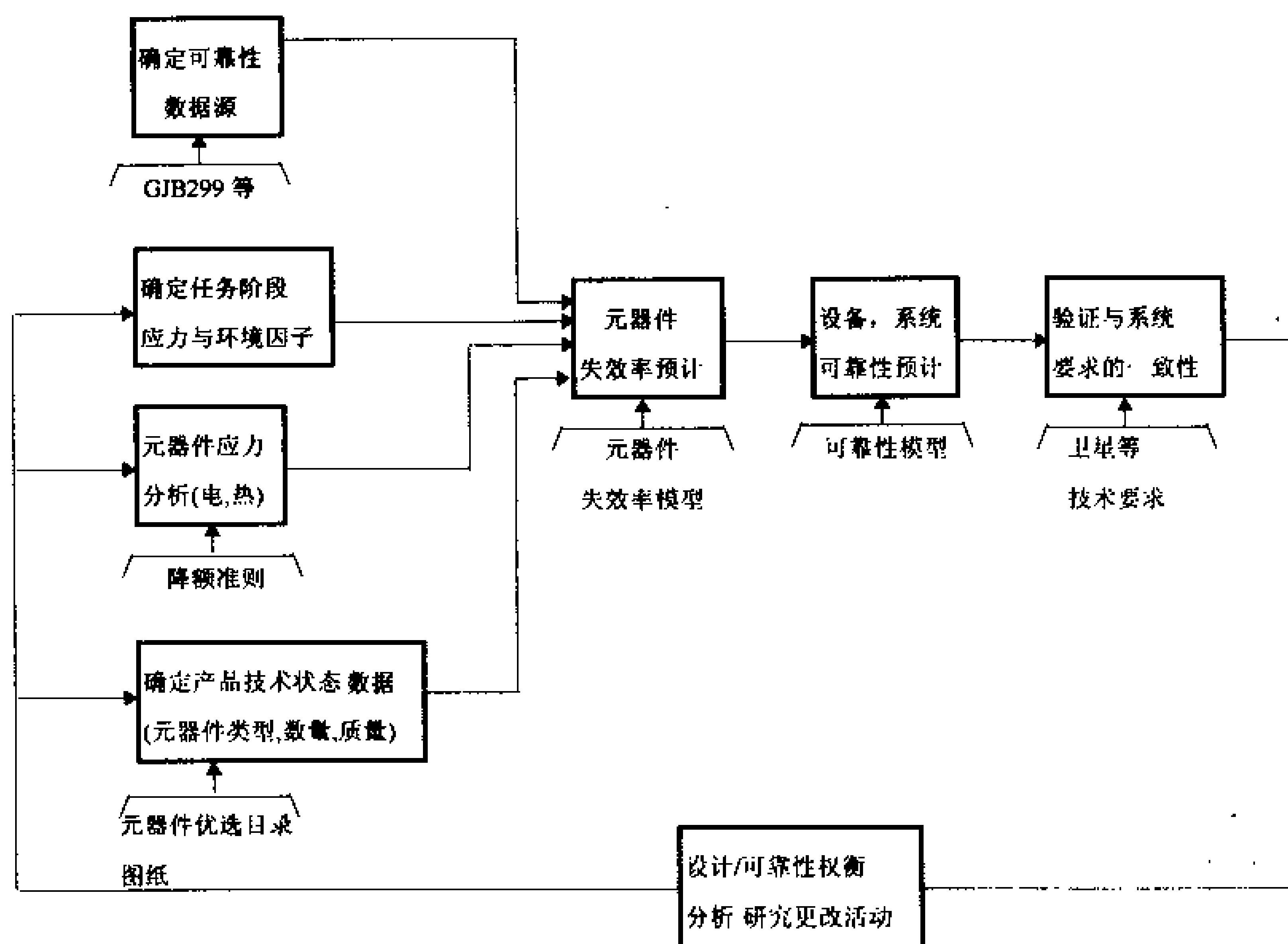


图 13-4　卫星可靠性预计

$$R(t) = e^{-\sum_{i=1}^{m} N_i \lambda_{gi} \pi_{Q_i} \pi_E t} \tag{13-2}$$

式中：λ_{gi} 为 i 类元器件的通用失效率；

N_i 为 i 类元器件的数量；

π_{Q_i} 为 i 类元器件的质量因子；

π_E 为环境因子（空间用 $\pi_E = 1.0$）；

t 为工作时间。

m 为设备或功能模块元器件类别总数。

应力分析预计法采用与上述计算公式相似的公式计算，差别仅在工作失效率 λ_{pi} 的取得，在前一步骤中已作说明。(公式简化为 $R(t) = e^{-\sum_{i=1}^{m} N_i \lambda_{pi} t}$)

第三步是根据分系统与系统的可靠性模型计算它们的可靠度。

元器件计数法和应力分析预计法常用的预计表格见表 13-5 和表 13-6。

表 13-5　（元器件计数法）可靠性预计表

卫星：				分系统：		设备：	功能模块：	
元器件描述	数量（N）	复杂性	环境	质量等级	质量因子（π_Q）	通用失效率（λ_g）	数据源	$N\pi_Q\lambda_g$

表 13-6　（应力分析预计法）可靠性预计表

卫星：						分系统：						设备：				功能模块：			
元器件数据	应用数据												失效率因子					工作失效率λ_p	元器件数量N_i
型号规格	温　度				电　压				电流/功率				λ_b	π_E	π_Φ	$\pi_?$	$\pi_?$	$\pi_?$		
	R	D	A	%	R	D	A	%	R	D	A	%								

注：R：额定值；D：降额值；A：实际应用。

在卫星可靠性预计中有几点说明：

（1）可靠性预计主要适用于电子、电气、机电产品。少数非电产品随着基础数据的积累也可采用。对诸如星体主结构、光学结构、被动热控部件一般均不作预计。软件目前也缺乏定量预计的条件。

（2）如在可靠性定量要求确定一节中所述，卫星各级可靠性预计必须建立在统一规定的元器件失效率数据的基础上。这些数据可以来自国军标，参考国外相应数据，也可以来自研制单位内部（特殊元器件），但应当经过审查和批准。数据的统一是分析的需要，也是验证的需要。

（3）可靠性预计的最大作用是方案优选比较：在一组相同的元器件失效率数据情况下，比较不同方案的可靠性预计值的差异。可靠性预计的绝对值作为验证定量要求是否满足时有其作用。但与相对比较的作用相比是第二位的。

（4）不要把可靠性预计值与实际产品的现场可靠性两者等同起来。预计值是在先验元器件失效率统计数据的基础上，在时间上有滞后性，在产品生成过程中的多方面因素，如元器件生产中批次用材料、工艺控制，设备乃至分系统、系统加工、试验等环节中可能影响质量、可靠性的因素均未考虑在内。

（5）就元器件计数法和应力分析预计法两种方法而言，前者比较简单、粗略；后者比较繁琐、详细，一般要借助于计算机完成分析。

（6）由于可靠性预计是一种用于型号工程研制分析的工具，基础数据统计是一个长期、动态并且极其复杂的过程。人们对这些数据的准确性总是力求使之反映现实情况，因此往

往是经过三、四年就要重新发表新版数据。对数据的置信度一般不作明确的规定。国外在处理数据过程中一般按 0.6 置信度确定其失效率。可靠性预计中不作过多的追究。

(7) 可靠性预计只是卫星各级产品可靠性设计、分析的一种手段，这二者不能划等号。有人一讲可靠性设计就只限于预计，这是不正确的。

13.2.4 可靠性分配

可靠性分配是将卫星系统的可靠性指标（定量要求）合理地分配到分系统和设备。通过各自的努力，实现分配值，最终保证整星可靠性要求的实现。

可靠性分配是自上而下的过程。但分配的依据和基础应当由下而上取得。通常应在初步掌握分系统和设备可靠性潜在能力（通过可靠性预计）之后进行。

可靠性分配工作通常应在方案论证结束前完成。在可行性论证中应有一个初步的分配建议值。在研制过程中，由于系统技术状态的变化，也可能要对分配的指标作适当的调整。

可靠性分配的方法较多，卫星工程中一般采用比较简便实用的方法。根据先验或初步预测的数据和系统的要求，系统留有一定的分配余量，以便用于以后在系统内部的调整。现举例说明之。

某系统有三个单元 A 和（执备份的）B（见图 13-5）。其中经过初步预计或历史数据：

$$R_A = 0.98 \qquad R_B = 0.90 \qquad R_S\text{（预计）} = 0.97$$

确定的系统可靠性要求为 0.95

求：A,B 单元的分配值和系统余量。

(1) 余量 $R_{余}$ 的确定

经验公式

$$R_{余} = 1 - A\ (1 - R_{要求}) \tag{13-3}$$

其中 A 为 10～20%。对系统可靠性要求高的取大些，低的取小些。假设此例中取 20%

因此 $R_{余} = 1 - 0.2\ (1 - 0.95) = 0.99$

(2) 确定各单元可靠性分配值

a. 欲求的三个单元可靠性分配值为

$$R_S = R_{要求}/R_{余} = 0.95/0.99 = 0.96$$

对应不可靠度 $Q_S = 1 - R_S = 0.04$

b. 利用预计数据按比例分配

从预计可知，B 单元并联部分 $R_2 = 1 - (1 - 0.9)^2 = 0.99$，对应不可靠度为 $Q_2 = 0.01$。A 单元 $R_1 = 0.98$，对应不可靠度为 $Q_1 = 0.02$

$$R_{1分配} = 1 - \left(\frac{Q_1}{Q_1 + Q_2} \cdot Q_S\right) = 1 - \frac{0.02}{0.02 + 0.01} \times 0.04 = 0.973$$

$$R_{2分配} = 1 - \frac{Q_2}{Q_1 + Q_2} \cdot Q_S = 0.987$$

$$B\text{ 单元 } R_B = 1 - \sqrt{1 - R_{2分配}} = 0.886$$

由此得出分配值见图 13-5。

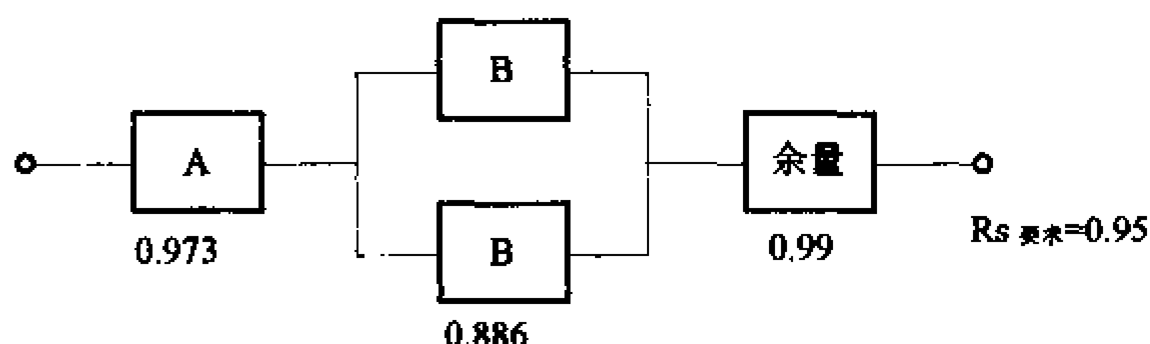


图 13-5　可靠性分配示例

13.2.5　故障模式影响和危害度分析（FMECA）

故障模式影响和危害度分析简称FMECA。它包括故障模式影响分析（FMEA）和故障模式危害度分析（FCA）两部分。卫星FMECA的目的是通过系统地分析识别各级产品所有可能的故障模式，特别是灾害性，关键性的故障模式，分析它们可能产生的影响，确定其严重性和危害度。全面揭示产品设计缺陷，予以改进。FMECA主要用于研制阶段初期，在研制阶段后期（正样）可作为定性评定各级产品设计可靠性的一种方法。

卫星FMECA的主要功能和作用是：

a. 为各级产品的设计决策、修改提供信息；为硬件可靠性设计技术的应用明确重点，包括备份、元器件、材料的选用、工艺选用、降额设计、环境防护设计等。

b. 为确定系统可靠性关键项目或关键产品提供依据。

c. 为各级产品试验验证计划（项目和要求）的制订提供信息。

d. 为确定卫星各级检测要求和故障诊断提供信息，帮助轨道飞行故障识别和应急计划的制订。

e. 为确定加工制造中的质量控制点，包装、运输、装卸、贮存、维修等要求提供信息。

f. 帮助卫星安全性设计，确定危险源；并分析这些危险源一旦出现故障对人员伤亡和设施损坏带来的后果。

由于FMECA工作的特点，使这种方法在解决卫星各级产品可靠性问题的有效性方面独领风骚。因此在卫星可靠性设计中占有十分重要的地位。美国在阿波罗登月工程中推行了这种方法，得到的评价是无论怎样评价FMEA在工程可靠性保证方面的作用都不过份。在美国宇航局（NASA）的成功经验中也把这种方法的应用列为其中。FMECA，特别是FMEA工作有以下几个显著的特点：

（1）它基本上是一种定性物理分析的方法。以设计人员的工程经验为基础，采用直观的逻辑推理方法。即使在没有充分的失效统计数据的情况下，也可以很好地完成这项工作。因此这种方法是硬件和系统设计人员易于且乐于接受的方法。为产品性能设计与可靠性设计的有机结合提供了一种行之有效的方法。

（2）方法实施简便易行。主要是填写表格，文字简洁明了，结论清晰。

（3）不拘产品的形式。这种方法与可靠性预计相比，后者多用于三电（EEE电子、电气或机电）产品（有元器件失效率数据），而前者不仅用于三电产品，而且也适用于机械、

光学、磁学、热控、推进、压力等各类非电产品。包络了星上所有的硬件。近年来软件的分析工作也推荐采用此法。

(4) 分析的系统性和全面性。FMEA 要求识别系统的全部可能的故障模式和它们可能的原因，并且分析这些故障模式对各级的影响。它是通过自下而上或自上面下的“过筛子”和“顺藤摸瓜”的方法去进行的。即从组成产品的元器件，零件的失效模式开始，逐级上推，或由系统顶层开始逐步分解，对照原理图、功能图一一加以分析。这种分析方法有别于传统的零星提出问题加以分析与解决。对于卫星这样的复杂系统采用传统的简单设计检查很难把产品所有危险的故障模式识别清楚，难免出现重要的疏漏，尽管有些粗看可能是一些不起眼的“细节”。因此，达不到见微知著的效果。此外，FMEA 采用统一的表格，易于实现由产品最低层次向高层次的“接力”，实现各级产品，包括各种机、电、热接口(界面)，直至系统的完整分析。

就卫星工程而言，FMEA 中分析故障模式和原因、影响应当考虑卫星全寿命期各种因素的影响。考虑各工作阶段、工作模式和生产、运输、贮存、维修、试验与测试、发射、轨道运行和返回过程中经历的力学、热、电磁、污染、真空、粒子辐射等环境的全面影响。

(5) 分析工作的及时性。FMEA 的关注中心是故障的预防，推进工程设计的正确决策，面不是出现故障后的纠正。因此这项工作强调在设计阶段完成，强调尽早实施。

卫星 FMECA 有两种分析方法，它们分别用于不同研制阶段的不同产品等级。

a. 功能分析法

这种方法以产品的各种功能的丧失或降级为故障模式。即以不同功能模块，如线路板、设备/部件等输出的故障模式为基础进行分析。它主要用于设备、分系统和整星级的分析。

在卫星及其分系统方案论证阶段实施功能分析法。初、正样研制阶段应在完成更低层次产品 FMECA 的基础上，完成分系统、整星的功能 FMEA 分析。

功能分析法可以采用自下而上或自上而下两种方式。

b. 硬件分析法

这种方法以元器件、零件的失效模式为基础进行分析。硬件分析法在原理样机和初、正样硬件产品设计中实施。采用自下而上的分析方式。

卫星 FMECA 的实施程序见图 13-6。

第一步，首先拟订 FMECA 工作计划。明确具体工作程序、分析工作表格式，实施分析的产品最低层次，人员职责和进度要求；以及分析所需的失效判据、失效率数据等。FMECA 工作计划可以与型号可靠性工作计划结合制订。

第二步，开展故障预想和原因、影响分析。此项工作应在对产品作明确定义（见本节 13.2.2）的基础上进行。

第三步，提出修改设计，元器件/材料、工艺、安全性、试验与测试等方面的意见与建议。

第四步，进行 FCA。根据故障模式的严重性与出现概率的大小，计算确定故障对产品或系统的危害度。

第五步，FMECA 报告。分析总结 FMECA。对填写表格进行分类处理，分析结果综述。对严重性为 Ⅰ、Ⅱ 类的故障模式作必要说明。

卫星 FMECA 工作表格分别见表 13-7 和表 13-8。现对表格各栏作简要说明：

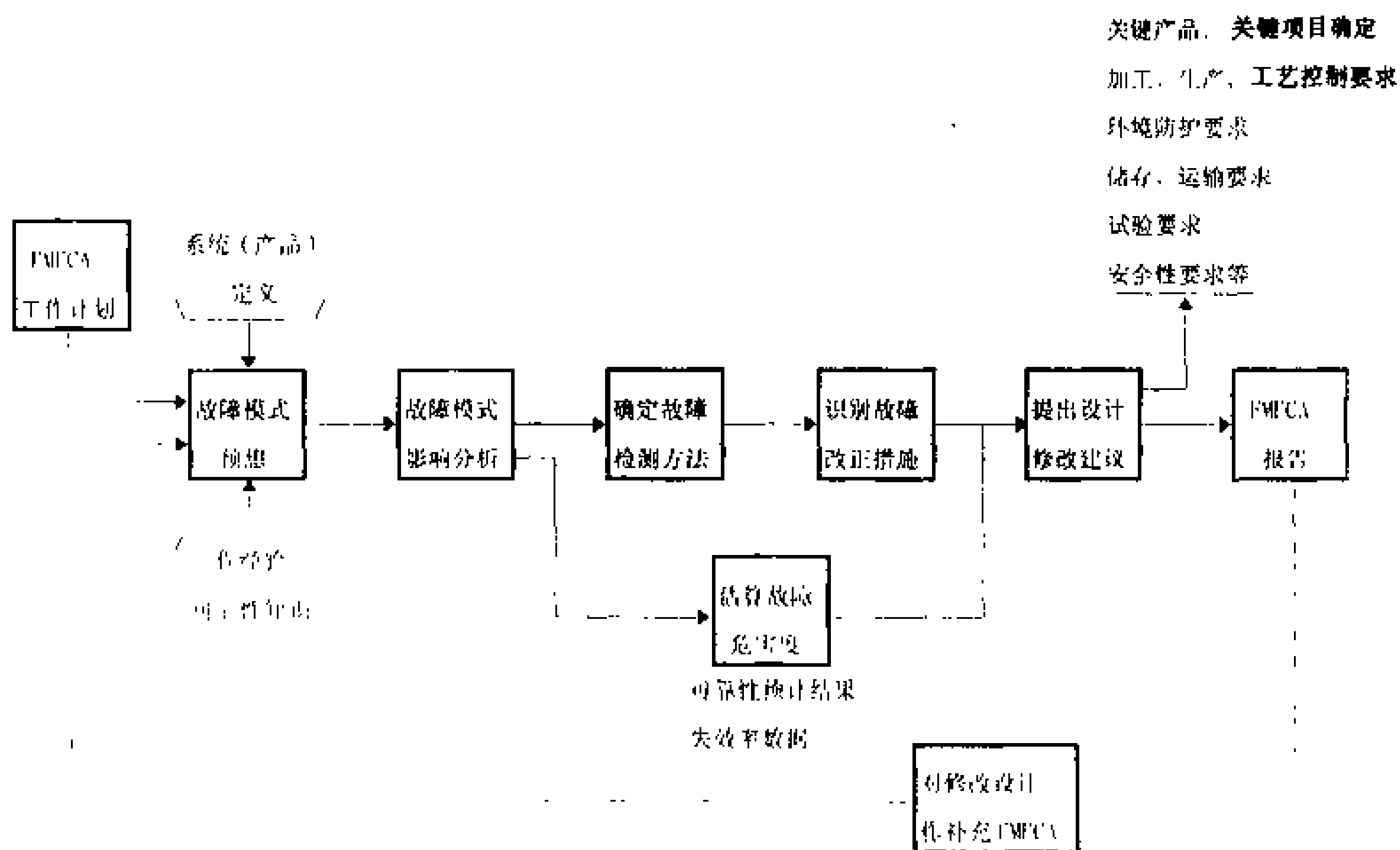


图 13-6　卫星 FMECA 实施程序

表 13-7　卫星故障模式影响分析表

型号名称（代号）：　　　　　　　　　　　　　　　　　　研制阶段：

分系统：			设备或部件：		功能模块：		任务阶段：		工作模式：		
序号	项目或功能	故障模式	故障原因	故障影响		故障概率类别	严重性		故障测试方法	纠正措施	建议与说明
				本级产品	上级产品		等级	单点失效			

填表人：　　　　审核：　　　　日期：

"任务阶段"：指分析对应的任务阶段，如发射准备与发射，轨道运行等。

"工作模式"：指卫星所处任务阶段的工作模式，如姿态捕获，初轨捕获，在轨测试，正常轨道运行、安全应急等。

"项目/功能"：分析对象的名称或简略功能描述。

"故障模式"：由工程经验得到的功能输出或硬件可能的失效表现形式。如推进系统贮箱或管路泄漏、二极管开路与击穿，TTL 数字电路的高输出、低输出，输入开路和输出开

路等。常用电子元器件、零件的失效模式可从有关标准和资料中查到。功能故障模式常见的有功能丧失、降级、不能准时启动或停止，间歇性工作等。

表 13 8　卫星故障危害度分析表

型号名称（代号）：　　　　　　　　　　　　　　　　　　　　　　　研制阶段：

分系统：			设备或部件：		功能模块：		任务阶段：		工作模式：	
序号	项目或功能	故障模式	故障原因	严重性等级	故障影响概率（β）	故障模式比率（α）	失效率（λ_p）	工作时间	故障模式危害度	产品危害度	说明

填表人：　　　　审核：　　　　日期：

在故障模式分析中强调识别和说明被分析对象在所有任务阶段和工作模式情况下的全部可能的故障模式。分析中应重视备份硬件切换、故障检测与隔离环节的故障模式分析，确保备份的作用不被上述接口的故障影响所抵消。分析中应重视分系统和设备间各种接口（机、电、热）的故障模式识别。

“故障原因”：填写故障模式出现的最可能的物理和化学机理。这种原因应包括本身和外部因素（如试验、测试设备与方法，操作、运行程序，软件与环境等）。在一个故障模式存在两个以上可能的原因时，所有可能的独立故障原因均应予以确认。

“故障影响”：填写每一故障模式对产品功能、运行和状态所产生的可能后果。包括对本级（含相邻产品）和上级（直至分系统和卫星）的影响。

“故障概率类别”：按故障出现的可能性大小分成 A、B、C、D、E 五类，分别表示其出现的可能程度。“严重性等级”：通常分灾难性、关键性、非主要的和可忽略的四等，它们反映每一故障模式对卫星或分系统影响的程度。

“故障检测方法”为卫星在任务阶段中，如发现某故障模式，如何加以诊断或检测。一般可通过直接遥测和间接信息的工程判断两种方法完成。

“纠正措施”说明卫星在任务阶段，为消除或减小某故障模式的影响可以采取的措施。诸如对故障的隔离与控制，备份或替换方式的采用，地面遥控干预等。

“建议与说明”：通过上述分析，提出对设计修改，元器件、材料的选择与使用、工艺修改、生产加工质量控制、地面试验、环境防护等方面的各项建议。

在最终的故障模式分析报告中应概括分析的主要内容，完成分析结果综述，单点失效

表，严重性等级Ⅰ、Ⅱ级故障分析的必要证明。

故障危害度分析（FCA）是根据故障模式出现的概率和它的影响概率计算其危害度。在工程实施中FMECA的重点是FMEA，由于篇幅的限制，这里对FCA工作不再展开叙述。感兴趣的可查阅可靠性工程的有关资料。

卫星可靠性设计中亦有采用故障树（FTA）方法的。这是一种定量的分析方法。在工程实施中由于定量数据的不足经常采用定性、半定量的方法。这种方法在本质上与自上而下的功能故障模式影响分析没有太大的差别。

13.2.6 元器件、材料和工艺的选择与使用

这是一项卫星可靠性保障的基础工作。严格地讲元器件、材料和工艺的选用包括大量可靠性或型号管理的事情。就设计而言这方面主要应包括以下几项工作：

设计必须根据统一颁发的卫星优选元器件、材料的目录选择质量优良，并经过必要可靠性验证的元器件和材料。对新研制的元器件和原材料或从国外引进的均应有必要的质量保障措施和严格的审查批准程序。

元器件、材料的使用应遵循相应“应用指南”的约定，用正确的方法去应用它们，防止误用诱发的人为失效。

元器件的使用必须遵循相应“降额准则”的规定。降额是保证元器件可靠工作必不可少的条件，它的本质是降低元器件结温或热点温度。一是通过降低使用电应力，使之与元器件额定电应力（如电压、电流或功率）有一个小于1的比例（以降额因于$S=P_{工作}/P_{额定}$或$V_{工作}/V_{额定}$或$I_{工作}/I_{额定}$表示），二是通过降低工作环境温度来保证。上述情况对大部分种类的元器件是这样。对特种元器件，如继电器等还有一些其他要求。这些在设计中都应认真加以落实。

材料的选用除要考虑满足使用要求外，还应考虑有机物放气污染的影响。

13.2.7 电路的容差分析

元器件/电路容差分析一般用于重要的敏感电路的关键参数分析。元器件参数由于生产制造，老化漂移、环境影响（温度、辐照）和使用电应力变化等因素均可能发生变化。设计应考虑这些偏差不会对电路或设备的功能产生不利的影响。电路容差分析一般采用计算机辅助设计完成。

13.2.8 电路、冗余和空间环境防护设计

应当推行有效的电路、冗余和空间环境防护可靠性工程设计原则和方法，提高硬件设计的可靠性。

在电路设计中应遵循简化设计的原则，使用尽可能少的元器件和电路达到预期的功能（但应避免使用使元器件承受过高电应力和超常性能的电路设计）。最大限度采用成熟的经过验证的电路。重视瞬态电压和过流对电路影响的分析和防护设计等。

合理的冗余设计是提高卫星可靠性的有效手段，特别是长寿命卫星。合理的冗余应在可靠性分析（如预计和FMEA等）的基础上进行。冗余设计应注意可靠性实际增长效益的取得，防止失效检测和备份切换环节所致的可靠性不良影响。

卫星环境防护设计是保证其可靠工作的重要前提，这种设计通常包括地面与发射环境和空间运行环境的防护。如振动、冲击、噪声、热、真空、粒子辐照、微重力等。还应重视星体材料放气、发动机羽流等的影响分析。

13.2.9 软件的可靠性设计

随着航天技术的发展，计算机得到越来越多的应用。计算机软件也随之增加并日趋复杂。软件的可靠性已成为保证航天器可靠工作的重要课题。最根本的途径是软件生成中设计、测试的充分性。一是软件技术要求或规范必须完整准确地表述使用要求，对软件的任务要求、结构、程序测试、文档、语言、输入/输出接口有正确的要求。二是加强软件设计中的评审、检查。三是采用有效的设计技术和方法，提高软件的"健壮性"，进行纠错、容错设计，采用易于编写、校正和修改的程序结构，采用模块化程序设计方法。四是严格按标准或规范的要求对软件进行充分、有效的检验、测试和检查。重视在各种极限条件下的检测。并将其贯穿于软件生成的全过程中。

13.2.10 可靠性关键产品/项目的控制

通常确定卫星可靠性关键产品/项目包括下述准则：失效率高、可靠性史差；单点故障环节；寿命期内性能易变，需特殊防护或难以监控；采用先进技术，风险较大；对系统安全性有重大影响；应力超过规定的降额准则要求等。

通过FMEA和可靠性预计等工作，以及各种试验确定可靠性关键产品/项目。并对它们实施有效的控制和管理，达到消除或尽量减少其不可靠因素的目的。

13.2.11 故障报告、分析和纠正措施系统（FRACAS）

卫星研制过程中必须建立一个有效的故障报告分析和纠正措施系统。以保证所有地面试验、测试中的故障均得以准确、及时的报告，故障原因得到分析并查清了原因，纠正措施得到及时实施和必要的验证。

故障报告应包括产品名称、故障诊状、试验条件和环境，初步分析意见以及对故障分析工作的建议等。

故障分析应包括采用推理判断、模拟仿真、测试或实验室物理分析等方法去分析故障可能的原因：设计、工艺、元器件与材料、质量控制、软件错误、地面设备或人为差错等原因。

故障纠正措施指消除故障基因的一切方法和手段。这些措施的有效性必须通过试验加以验证。

故障报告分析纠正措施实施中均应填写规范化的表格。按一定的审批程序进行。作为技术文件整理归档。

参考文献

[1] 装备研制与生产的可靠性通用大纲．国军标GJB450—88.

[2] 航天器和导弹武器系统可靠性大纲要求．航天部标准QJ1408—93.

[3] 卫星及其设备可靠性保证．五院标准 Q/W 134 -90.
[4] 胡昌寿主编．可靠性工程－设计、试验、分析、管理，北京：宇航出版社。
[5] 元器件降额准则．国军标 GJB/Z35－93.
[6] 卫星故障模式影响和危害度分析（FMECA）．航天部标准 QJ2437—93.
[7] 可靠性模型的建立和可靠性预计．国军标 GJB813—90，
[8] 卫星故障报告、分析和纠正措施系统．五院标准 Q/W 432－93.
[9] 设计评审规范．航天部标准 QJ1302－93.
[10] Electronic Reliability Design Handbook. 美军标准 MIL--STD- 338.
[11] 美空军“R&M2000 大纲”。

第14章　卫星环境试验

14.1　概述

14.1.1　环境试验的必要性

卫星是一项高技术、新技术产品，设备复杂精密，造价昂贵，一经发射入轨，一般是难以维修，任何局部的小故障或失误，都可能导致整体性的失败，其结果将造成政治上和经济上的重大损失，甚至影响航天事业的声誉。尤其是应用卫星要具有高质量、高可靠和低风险度的品质，卫星寿命一般为5～10年，有的要15年。卫星研制中必须寻求多方对策，采取各种有效措施，实现卫星的长寿命和高可靠。

卫星研制工作有：设计、生产和试验，设计质量是卫星产品的固有质量，是先决条件；生产是实现设计目标的关键阶段；合理的设计，精湛的工艺，必须经过有效的试验提供依据和验证，卫星试验贯穿于研制的全过程，是保证卫星质量不可缺少的重要手段。

卫星试验是指卫星在发射前所做的各种地面试验。卫星在其整个寿命期间，由出厂、运输、发射、入轨到轨道运行，要经历各种环境并能正常工作。卫星所经历的环境严酷、复杂是地面产品无法相比的，卫星在轨道运行要经受真空、低温、失重、太阳辐射、粒子辐射、电磁辐射以及氧原子等环境的作用。环境作用产生的效应有短期瞬态的和长期累积的，实践表明环境效应，严重的是长期累积效应。环境效应可以使星用材料和元器件性能变化、变质，导致机械失灵，仪器设备性能改变或出现误动作等故障，其结果危及卫星工作，严重时造成卫星飞行失败。大量统计表明卫星在轨道上的故障，可以通过地面各种试验来发现。充分的有效的卫星试验能够暴露卫星在发射前存在的设计问题、工艺缺陷和材料、元器件的低劣。据国外统计的发射前49颗卫星，仅整星验收试验中发现的关键性故障数，占关键性故障总数的80%以上，这些故障可以在卫星发射前及时改进排除。

为使卫星发射、飞行成功，卫星试验在卫星研制中占有重要地位，凡是发展航天事业的国家不惜重金投入，研究卫星试验技术，建立试验设施，研制试验设备，在地面上模拟各种条件进行卫星试验。卫星试验都是地面模拟试验，而不是在空间环境等实际环境中直接进行试验，其原因是：

1. 从环境模拟角度来看，卫星经历的实际环境本身具有随机性，而不是固定不变的，通过一次试验难以说明问题。

2. 地面模拟试验能控制，可以对卫星影响的因素分解后进行试验，一方面便于查找卫星的故障部位、原因并予以排除，另一方面还可以掌握导致故障的主要外界因素。

3. 地而模拟试验能够根据需要选择试验内容，直接测试，试验用的仪器设备限制性小，而在实际环境情况下需要遥测，受到重量、体积、功耗的限制，情况复杂，试验结果分析比较难。

4. 地面模拟试验容易重复进行，而且还可以进行加速试验，特别是长寿命卫星的空间

环境试验，可根据等效原理减少试验时间达到试验的目的。

5. 地面模拟试验要比实际环境的试验费用便宜的多，地面模拟试验设施和设备的费用是一次投入多次使用，而实际环境下的试验投入大，只能做一次试验。

14.1.2 环境试验目的和任务

在卫星研制中要进行大量的地面试验，这些试验取决于卫星设计、生产和产品验收的需要。各项试验既是独立的，又有其相互关联的一面，所有试验综合起来，其目的是保证卫星研制质量，实现卫星发射成功，完成预定的卫星任务。尽管卫星各项试验的目的不同，有的差异很大，但总的来看，主要有以下几个方面：

1. 验证或检验卫星产品设计方案、工艺方案的合理性，暴露设计、工艺方面的问题，积累研制资料，作为改进的依据。

2. 检验卫星产品完成预定任务的能力，评价卫星产品设计、制造和总装满足总体设计要求的程度。

3. 考核发射星产品质量的一致性和稳定性，暴露产品存在的材料、元器件和工艺方面的缺陷或隐患，排除产品的早期失效，提高产品使用的可靠性。

卫星地面试验要耗费大量的人力和物力，国外有的估计，试验费用可以占卫星全部研制费用的 1/5～1/3。同时，卫星地面试验对研制质量、研制周期影响很大。发挥卫星地面试验在卫星研制中的作用，以较低的代价，获取有效的试验效果，达到卫星地面试验的目的。这就意味着充分利用现有的试验设备的能力，结合研制卫星的特点，以理论为指导，继承过去成功的或成熟的技术和工程经验，从总体上对卫星地面试验进行剪裁（tailoring），制定试验计划和编制试验大纲。这里的剪裁是指对各项试验或要求进行分析和选择，必要时进行修改、删减或补充，以确定并形成适合于卫星研制的最低要求的过程。对于环境试验，要分析研究卫星所经历的环境因素、严酷度和产生的环境效应，进而提出设计环境要求、环境试验要求以及相应试验条件，确定试验方法，组织实施试验。

卫星环境试验紧密结合卫星研制的各个阶段进行，一般地都是由粗到细，由局部到全面，既使是同一试验项目，也不能互相代替，如初样星的试验不能代替正样星的验收试验。此外应当说明的是，卫星试验必须以理论为指导。但对卫星试验的研究、分析、处理和判断等方面，往往要依据工程经验，有时工程经验占据主导作用，因此，理论与工程经验结合对卫星试验是非常重要的。

14.1.3 发展方向

随着航天技术发展的需求，推动卫星试验技术的提高。卫星试验技术水平的进步，可以准确及时地发现卫星发射前存在的故障，并予以排除，从面保障卫星顺利完成飞行任务。如美国宇航局早在 50 年代出现大量地卫星发射失败，发现者号返回式卫星经 13 次发射才取得成功。由于总结失败的教训，加强了卫星设计、研究和试验工作，其结果发射卫星成功率明显提高，60 年代在 246 次发射卫星中，成功率为 79%，进入 70 年代发射卫星成功率提高到 91%，尽管卫星日趋复杂精密，试验的有效性仍高达 90%以上，通常在轨道运行的卫星出现的故障一般是属于随机性的。

自从通信、气象、地球资源、导般等应用卫星的商品化，航天事业已形成巨大的产业

和市场，并产生了高额效益，其投资与效益比高于1：10。发展性能佳、寿命长、效益高的应用卫星，是今后航天活动的方向之一。卫星试验将以提高卫星可靠性和质量，减少试验费用和时间，保证试验的有效性开展研究和开发工作为目标，提高试验技术水平。发展卫星试验技术一般有以下方面：

1. 充分利用或改造现有的试验设备完成试验任务，研制新设备，尤其是环境试验设备价格十分昂贵。仅一台大推力振动台市场价就要30多万美元，大型空间环境试验设备的费用更是可观。

70年代国外曾经主张在真空环境下做加速度或振动试验，这种组合环境试验设备技术复杂，造价昂贵，因此没有发展。从当前发展的趋势来看，国外一些航天部门，如欧空局、日本以及美国大公司等，将卫星总装和大型地面试验场所建立在集中区域内，以提高试验的效率和安全性，并节省费用。

2. 加强环境和环境效应的研究，使环境试验方法不完全依赖于卫星实际环境，实际环境的再现不仅技术上和投资上十分困难，同时也不一定必要，采用某种环境效应模拟的方法，技术上可行，费用不高，效果也较理想。尤其空间环境模拟试验的原理和方法研究，用以解决卫星电磁兼容，电磁辐射干扰、静电带电干扰以及氧原子作用等问题，对提高卫星可靠性是相当重要的。

3. 研究环境长期效应的机理，探讨材料、元器件性能变化、失效的过程，空间污染形成过程及干扰效应，从原理上和方法以上解决卫星长寿命试验的问题，保证加速试验有效性。

4. 研究星上活动部件在空间环境中的功能试验方法，如大型展开式天线、展开式太阳电池阵的释放、伸展、锁定等功能，以及空间活动部件防冷焊、干摩擦等问题。

应当说明的是，卫星试验走向规范化，也就是卫星试验按技术标准的指导和规定进行。早在60年美国航空航天局戈达德空间中心制定了《通用环境试验原理与规范》，相继出现了美国军用试验标准，美国各商业公司（如休斯公司）也有相应的规范。美国试验规范从试验大纲、要求、方法，甚至有的试验设备也在标准中予以规定。由于美国的试验标准系列配套，具有先进性，欧空局、日本等也参照美国的标准制定各自的标准或规范。甚至不发达国家在开始研制卫星时，采用别国的标准或规范进行研制工作，以便在发展本国航天事业中少走弯路，将标准作为卫星工程研制的入门。标准是对重复性事物和概念所做的统一规定，它以科学、技术和实践经验综合成果为基础，经有关方面协商一致，由主管机构批准，以特定形式发布，作为共同遵守的准则和依据。西方国家的标准是推荐性的，标准一旦为合同采用，则具有法律效应。我国标准化法规定，标准分为强制性标准和推荐性标准。鉴于标准的规定内容具有成熟性，用其指导卫星试验工作，能保证试验的有效性，能节约卫星试验的大量人力、物力和时间，也减少试验因人而异的程度。标准不是一成不变的，随着航天技术的发展，标准的技术内容也不断修订，予以充实完善。因此卫星试验标准是衡量一个国家航天技术水平的尺度之一，卫星产品在国际市场上的竞争，往往表现在标准上，先进水平的标准必然占有优势。

鉴于航天技术发展的规模日趋扩大，投资强度异常高，既使发达国家也难以承受，因此航天技术产业日趋国际化，发展中的国家在开发卫星应用中，采取国际合作研制卫星亦成为当前的主流。因此，卫星标准（包括卫星试验标准）要与国际惯例接轨，以消除国际

交流与使用的技术壁垒和障碍，这是我国卫星产品走向世界市场的必由之路或捷径。

14.1.4 本章内容说明

卫星环境试验的规模大、范围广、内容极其丰富，机、电、光热及其综合性能等无所不有，不同类型的卫星其试验差异甚大，如返回式卫星的寿命短，但和非返回或卫星相比增加了卫星再入大气层并安全地面回收的试验。即使是同一类型卫星也由于其任务不同，星上装备、卫星功能差别较大，如卫星采用三种稳定控制或自旋稳定控制；太阳电池阵采用体装式或展开式，展开式太阳池阵也有固定在卫星本体上和控制其转动对日定向之分。同样也存在成熟技术的卫星研制和开发新型号卫星的研制，这些情况致使卫星试验有极大的差别。

鉴于卫星环境试验的复杂性、多样性和广泛性，本章的内容仅从卫星工程研制角度出发，对卫星环境试验中共性方面做一概括介绍，其中的最通用的环境试验为对象作重点简要说明。具体地制定卫星试验计划、大纲，编制试验条件和采用的试验方法，可参阅卫星试验的标准，卫星试验的标准相对来看是比较系列配套，但是标准内容的规定只限于做什么、如何去做，必须达到的目标，至于为什么这样做而不那样做的理由和原因，一般是不做解释的。因此，从事卫星试验工作需要深入试验技术理论研究，通过实践积累经验，才能较全面地理解、掌握卫星试验技术，合理地处理卫星试验中的问题，充分发挥卫星试验在卫星研制中的作用。

14.2 卫星环境试验内容

卫星研制中在地面所进行一系列试验，名目繁多，数量很大，除卫星所用的材料和元器件的试验以外，卫星及其组成产品的试验项目，几乎涉及到卫星所有的专业及其相关的技术。如性能试验、环境试验、可靠性试验等。仅性能试验又有卫星、分系统、星上仪器设备（亦称组件）之分，或机、电、光、热及其综合之分。同时还有卫星与运载火箭、航天测控网、卫星发射场以及卫星应用系统的接口试验等。

就卫星本身的试验而言，每个卫星依据其任务和特点亦是不同的。表 14-1 中列出某卫星试验矩阵。

14.2.1 按卫星产品层次（或等级）划分的试验

除星用元器件和零部件的试验以外，按卫星产品层次的试验可分为：卫星系统级（整星）试验、卫星分系统级试验和卫星组件级（星上仪器设备）试验。

整星试验是以卫星全系统为对象，所做的各项试验。如卫星电性能测试、机械性能试验、环境试验、电磁兼容性试验以及可靠性验证试验，卫星与运载火箭接口试验等。

分系统试验是以完成卫星某一主要功能的星上零、部、组件的组合单元为对象，所做的各项试验。如结构分系统的静力学、动力学以及热结构的试验；热控分系统的热平稳试验、综比热模型试验；电源分系统、控制分系统、测控分系统、数据管理分系统、有效载荷分系统、数据分系统以及返回分系统等所做的各项试验（或测试）。

表 14-1 组件/分系统测试矩阵

组件/分系统	静电感应	温控	热真空	随机振动	正弦振动	声振	静态载荷	耐压	泄漏	性能
天线分系统										
C 波段全球接收天线		Q		Q,F	Q					Q,F
C 波段全球发射天线		Q		Q,F	Q					Q,F
C 波段遥测天线		Q		Q,F	Q					Q,F
K 波段信标天线		Q		Q,F	Q					Q,F
遥测和指令天线		Q		Q,F	Q					Q,F
点波束天线装置		Q		Q,F	Q					Q,F
6GHz 接收反射器		Q,F	Q'		Q	F				Q,F
4GHz 发射反射器		Q,F	Q'		Q	F				Q,F
通信分系统										
开关激励器			F	F						F
C 波段行波管放大器(17.5W)	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
K 波段行波管放大器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
上变频器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
主振荡器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
输入多工器			Q,F	Q,F						Q,F
输出多工器			Q,F	Q,F						Q,F
同轴 R 型开关			Q,F	Q,F						Q,F
静态开关(8×8)			Q,F	Q,F						Q,F
通信接收机	Q		Q,F	Q,F						Q,F
固体功率放大器(3W)	Q		Q,F	Q,F						Q,F
激励放大器	Q		Q,F	Q,F						Q,F
微分开关矩阵	Q		Q,F	Q,F						Q,F
分配控制组件	Q		Q,F	Q,F						Q,F

续表 14-1

组件/分系统	静电感应	温 控	热 真 空	随机振动	正弦振动	声 振	静态载荷	耐 压	泄 漏	性 能
定时源	Q		Q,F	Q,F						Q,F
射频机械开关			F	F						F
铁氧体调制器装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
零位跟踪接收机	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
电源分系统										
太阳电池板——固定式			Y1,F1~F5		Y1,F1~F5	Y1,F1~F5				Q,F
太阳电池板——活动式			Y1,F1~F5		Y1,F1~F5	Y1,F1~F5				Q,F
蓄电池			Q	Q,F	Q					Q,F,L
蓄电池放电控制器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
可重调充电组件	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
母线限流器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
电流敏感器			F	F						F
电源开关圈(1A)	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
电源开关装置(10A)	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
蓄电池监测及故障保护	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
载荷电流监测	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
蓄电池断开/交叉搭接	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
液体双元推进分系统										
自锁阀		F		F				F	F	F
加注和排泄阀			F	F				F	F	F
过滤器				F				F	F	F
压力传感器		F		F				F	F	F
推力器(反作用控制系统)			Q	Q,F	Q			Q,F	Q,F	Q,F
发动机(远地点)			Q	Q,F	Q			Q,F	Q,F	Q,F
燃料箱(全部)				Q	Q			Q,F	Q,F	Q,F

续表 14-1

组件/分系统	静电感应	温 控	热 真 空	随机振动	正弦振动	声 振	静态载荷	耐 压	泄 漏	性 能
加热器										F
检验阀		F		F				F	F	F
调节器		F		F				F	F	F
爆破阀				F				F	F	
微分压力传感器			Q,F	Q,F	Q			Q,F	Q,F	Q,F
远地点发动机										
固体火箭发动机		Q		Q	Q					Q
小发动机方案										F
结构										
自旋段			Y1,F1~F5		Y1,F1~F5	Y1,F1~F5	Q,F			
消旋段			Y1,F1~F5		Y1,F1~F5	Y1,F1~F5				
姿态测定和控制分系统										
地球敏感器	Y1'		F	F						F
太阳敏感器	Y1'		F	F						F
章动加速度计	Q		F	F						F
姿控电子设备			Q,F	Q,F	Q					Q,F
遥测和指令数字装置										
通漏装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
遥测译码装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
电爆管驱动器(自旋段)	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
阀门和马达驱动装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
中心遥测装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
爆破驱动装置(消旋段)			F	F						F
步进马达驱动装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
中心处理装置	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F

续表 14-1

组件/分系统	静电感应	温控	热真空	随机振动	正弦振动	声振	静态载荷	耐压	泄漏	性能
遥测和指令射频装置										
信标发射机	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
遥测发射机	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
指令接收机	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
11GHz 双工器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
主振荡器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
指令前置放大器	Q		Q,F	Q,F	Q					Q,F
机构										
天线定位器			Q,F	Q,F	Q					Q,F
太阳筒定位器			Q,F	Q,F	Q					Q,F
轴承及电能传输组件			Q,F	Q,F	Q					Q,F
展开执行机构		Q,F	Q,F	Q,F	Q				Q,F	Q,F
航天飞机设备										
电源接口组件		Q,F	Q,F							Q,F
数字接口组件		Q,F	Q,F							Q,F
托架电子设备组件		Q,F	Q,F							Q,F
G 型开关装置		Q,F	Q,F							Q,F
弹射后程序器	Q	Q,F	Q,F							Q,F
近地点级驱动装置	Q	Q,F	Q,F							Q,F

代号：F＝飞行星(验收)

F_1＝正检星

F_2～F_5＝飞行星

L＝寿命试验星

Q＝鉴定星

Y1＝初样星

Y1'＝准备安装在 Y1 卫星上的以前鉴定合格的组件，需要进行静电感应试验

Q'＝太阳热真空试验(美国航空航天公司)

组件试验是以卫星的分系统内具有独立功能，由零、部件的组合单元为对象，所做的各项试验。如电池组、电源变换器、控制敏感器和执行机构、发射机、接收机、计算机、天线、各类遥感器、探测器、以及搭载的材料加工和生物试验装置等各种星上仪器设备，所做的性能试验、环境试验和可靠性试验等。

对于模块式卫星也有按卫星的舱段进行试验。如有效载荷舱和公用舱的试验，公用舱的试验亦可分解为功能单元的电源舱、控制舱、测控舱、推进系统的试验。对于返回式卫星可以划分为仪器舱和再入舱的试验。必要时亦可将相关 功能组件组合进行试验，如展开式太阳电池阵与太阳电池阵驱动装置的匹配试验等。

卫星研制过程中各层次的产品试验是相互独立的，同时又是有机联系的。下一层次产品的试验将是上一层次产品试验的基础和依据。各层次产品试验的数量呈金字塔形分布，见图 14-1。

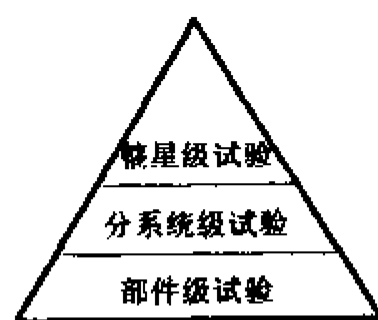


图 14-1

卫星研制中的试验以低风舱、低成本、高可靠、高质量为准则，试验由低展次的产品向高层次产品逐步过渡，可以尽早地鉴别出问题，及时地暴露产品的缺陷和故障。低层次产品的试验目标是解决自身的问题，高一层次产品的试验目标是解决其组成的产品和它们相互匹配的问题。特别是对卫星产品在交付验收时，由低层次产品试验到高展次产品试验，将简化需要解决问题的复杂性，提高试验效率。如对于试验中出现的故障和缺陷、产品分展次试验则便于查找出现故障的部位、性质和原因，能顺利地采取改进措施予以消除。国外有的报导，美国军用卫星与商业用卫星在低展次产品试验要求上，军用的严于商用的。对于低层次产品试验出现的问题，军用的高于商用的，但在整星级试验中明显地显示军用的出现问题数量少于商用的。从产品质量评定来看，高层次产品的问题比较少为好。一般地对装配程度越低的产品，其试验要求越严，而随着装配程度增高的产品，其试验则要逐渐减弱，这通常称为“漏斗效应”。如提动试验中的试验条件，组件的试验线荷和试验时间，都高于整星的试验载荷和试验时间，试验条件是重要环节，过高的试验条件，有可能达不到合理的考核或评价卫星，有时会将质量好的产品误解为问题多的产品，这种现象在开发人造卫星研制早期有过事例，增加不必要的防护措施，造成仪器设备笨重，特别是发射星的试验条件严酷，将给结构疲劳、仪器设备性能变化带来影响。因此，按产品层次的试验，不仅每项试验大纲规定要科学、合理，而且相关的各项试验大纲要相互衔接和匹配，形成一个完整的有机联系。

14.2.2 按卫星研制技术划分的试验

卫星的整个寿命周期，从出厂、运输、发射、入轨，在运行轨道按预定程序工作，直到完成卫星在轨的工作任务。对返回式卫星还要按预定的返回轨道安全在地面回收。按卫星所经历的各种环境，完成预定任务应具备的性能所做的试验，按其特征可以分为以下方面。

1. 性能试验

星上设备包括了电气设备、电子设备、机械装置和光学设备等，有的设备集光学电、机、热技术的综合，如可见光摄影相机有光学部件，电源装置、控制装置、控制开关、机构、摄影胶片的传输装置、胶片盒，保持相机镜筒的焦距而采取的热控设施等，其性能试验要包括上述设备的参数。电气性能试验通常包括功率、电压、电流等特定参数。电子性能试验内容对不同的卫星有差异，从共性上也相当广泛如频率、指令、增益、阻抗、控制、信息传递、软件等。机械性能试验如活动部件功能，伸展机构功能、分离机构功能、弹射机构功能、结构件的强度和刚度性能，以及重量、重心、转动惯量和动平衡等等机械类的试验。热试验有组成热控系统的热控涂层、热管、热开关、百叶窗、热转盘、加热器、制冷器、导热或绝热设施的性能试验等。

性能试验依产品层次不同有不同的内容、试验要求、程序和方法都在相应的试验大纲中规定。这里不加一一阐述。

2. 环境试验

星上仪器设备、分系统和整星在卫星研制中都要做环境试验，作为评价研制产品质量和提高可靠性的重要手段，在卫星试验中环境试验具有普遍性，其地位十分重要，也引起卫星研制部门或单位的极大关注。世界上发展航天工业的各个国家，对环境试验都投入相当大的人力、物力和财力，并向规范化方向发展，其中比较典型的是美国军用标准，环境试验标准系列配套，水平先进，常为各国所引用。为了适应航天事业的发展需要，美国环境试验标准也不断的修订和完善，如MIL－STD－1540《空间飞行器试验要求》自1974年5月发布以来，经1974和1982年的两次修订作为试验的准则。最后一次修订的MIL－STD－1540B，历经1976、1977和1979年的三年准备，26个有关政府机关和航天公司、专业团体等参加协调，将近有几千人提出三千多份意见和评论，后经分析、磋商、确定新版本，以适应于航天器研制中共性问题的处理。因此，环境试验不仅技术复杂，而且也影响到研制卫星的千家万户。

卫星环境试验是环境模拟试验，应取决于卫星所经历的各种环境，按环境背景分为自然环境和诱导环境。自然环境是客观存在的因素，如温度环境，空间环境的真空、地磁场、电离层、重力场、太阳辐射、等离子、地球辐射和地球反照、氧原子、粒子辐射以及流星体等。诱导环境不是天然存在的，由人为和设备（包括卫星）而产生的因素，如热环境、振动、冲击、噪声、加速度、微重力和电磁环境等。卫星环境按其寿命周期分为地面环境、卫星发射的主动段环境，空间运行环境和返回环境。卫星环境模拟试验按卫星环境的因素特征通常可以分为以下方面。

(1) 力学环境试验

力学环境试验主要是模拟卫星发射、入轨和卫星返回地面时的振动、冲击、噪声、加速度环境的试验。这些环境对导弹武器是工作环境，对卫星而言这些环境相对于空间环境则是瞬态环境，因此它的地位和作用低于空间环境。国外统计航天器地面模拟试验中故障分布，力学环境试验的故障数约占17%～35%，而真空热试验的故障数约占50%。下面简要的介绍力学环境试验的内容。

a. 噪声试验

噪声试验主要是模拟卫星发射时火箭发动机产生的尾流噪声和跨音速飞行或速度头最大时产生在飞行器表面的气动噪声，其中气动噪声是主要的。噪声领域可在10Hz～10kHz之间。声的作用反映结构产生的机械振动和对电子设备的影响，一般地总声压级在120dB以下没有什么影响，120～140dB为过渡值，高于140dB对电子设备带来危害，高于160dB以上可能使结构破坏。通常质量小、面积大的卫星或组件（如天线、太阳电池阵等）对声的作用敏感，要做噪声试验。对小型卫星（一般为180kg以下）或质量面积比大的结构、电缆、导管等可以不做噪声试验。但是噪声引起的机械振动通常用振动台来模拟试验。

噪声试验一般在混响声场下进行试验，不大用行波声场和自由声场做试验。混响声场试验设备主要有混响室气源、声源（通常用电气换能器），声谱控制、测试和监示设备等。混响声试验的通用性强，可以做各种产品试验，虽然造价高，但试验费要低。当前大混响室容积可达1000 m^3以上，中型的为几百立方米，小型的则在30～50m^3。混响室试验方框图见图14-2。

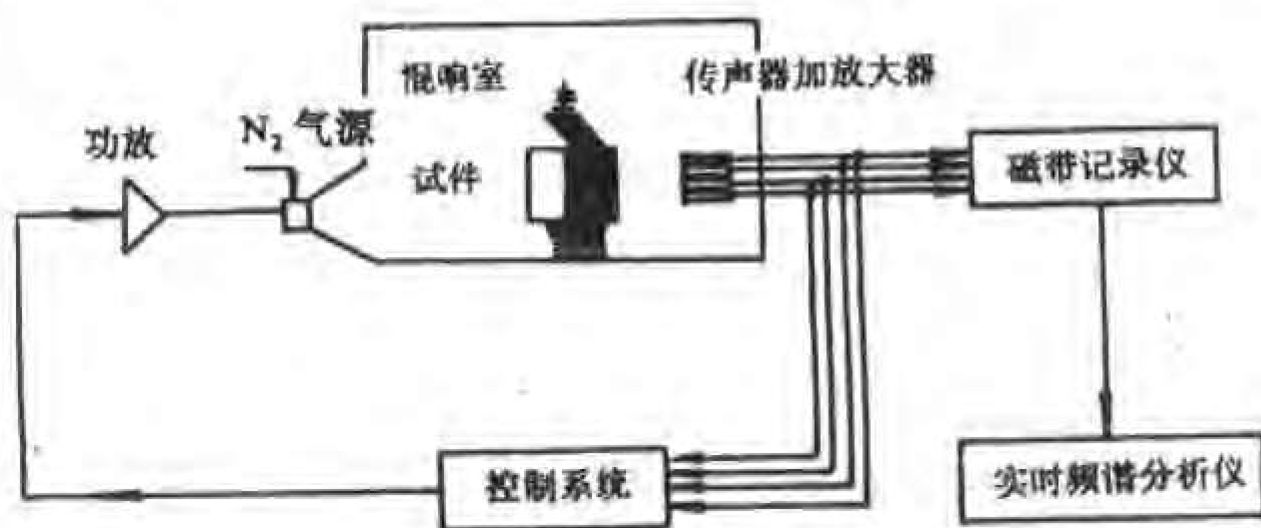


图14-2　混响室试验方框图

噪声试验中除试验产品的边界条件以外，声谱是重要的因素，也就是声压级随频率变化的曲线，如果声谱不合理将使试验效果差。噪声试验一般地讲低频模拟效果不易实现，恰恰是低频声压传递不易衰减，在低频产生高的声压级是不容易的，所以对试验声谱要注意修正改进。噪声试验暴露的产品故障或缺陷，往往在振动台上进行试验时反映不击来，特别是电子设备，一方面是振动传递路线的问题，另一方面也有声效应作用的结果。

b. 振动试验

振动试验这里讲的是指在振动台进行的试验。主要模拟噪声引起的随机振动环境，运载火箭发动机点火、关机和级间分离等引起的瞬态振动环境，运载火箭飞行中产生的结构纵向耦合振动（POGO效应）和转动设备运行不平衡引起的振动环境。描述振动特性的一般是频域，振动量级荷和时域，如图14-3所示。

瞬态振动的频率在100Hz以下，试验中亦有取120或150Hz。试验载荷和时间依据卫星和使用的运载火箭的特点而定，如卫星质量、刚度和强度，运载火箭的级数及发动机的特征等。

卫星地面运输的振动环境的特点是时间长，频域窄，一般在几十赫之内，振动载荷低，

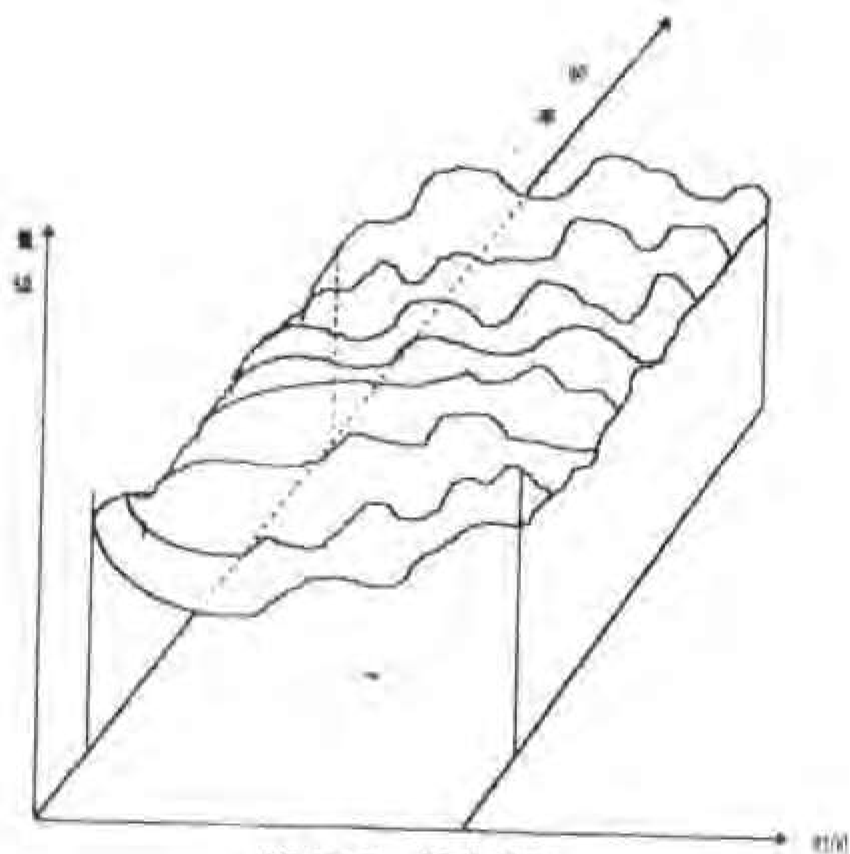


图 14-3　振动特性

有的实际测试中铁路运输在过道岔时，最大的加速度值在 0.3 g 左右，公路运输在二级公路上产生的振动加速度最大值一般地 0.4 g 左右，当然运输过程中振动加速度与行驶的路面、速度和运输工具类型、装载情况有关。与卫星发射轨道的振动环境相比，卫星地面运输的振动环境是次要的。

模拟卫星振动环境的振动试验主要有正弦扫描式和随机振动试验。

(a) 正弦扫描试验

正弦扫描振动试验利用振动台产生的正弦运动输入到试验产品上，正弦运动的频率按倍频程连续变化，并能控制振动载荷，正弦扫描系统的示意图见图 14-4。

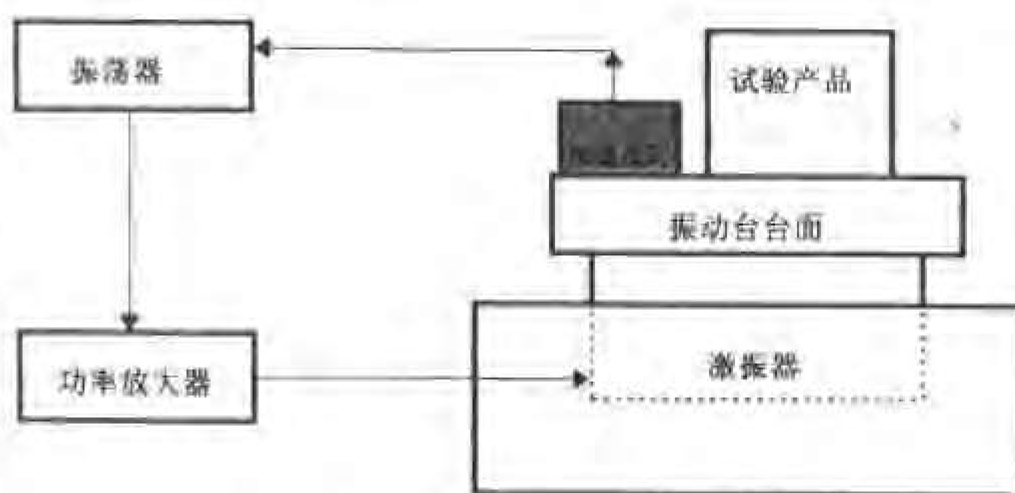


图 14-4　正弦扫描系统示意图

正弦描扫试验是模拟瞬态振动环境为主的。试验频率一般为 5～100Hz，加载时间以每分钟的倍频程数表示，因为星上振动响应具有三向性，所以试验方向为试验产品的相互垂直的三个方向。试验载荷谱按卫星飞行特征确定。试验产品在振动台上安装要注意实际的边界条件（如产品的支架及其连接形式等），试验载荷控制点位置。试验载荷控制点根据需要可在台面上或支架上，也可在试验产品的特定位置上，也可用产品内部安置多个控制点。

试验中按需要在试验产品上安装振动传感器，测量振动响应参数。安装应变仪测量结构应变值。

（b）随机振动试验

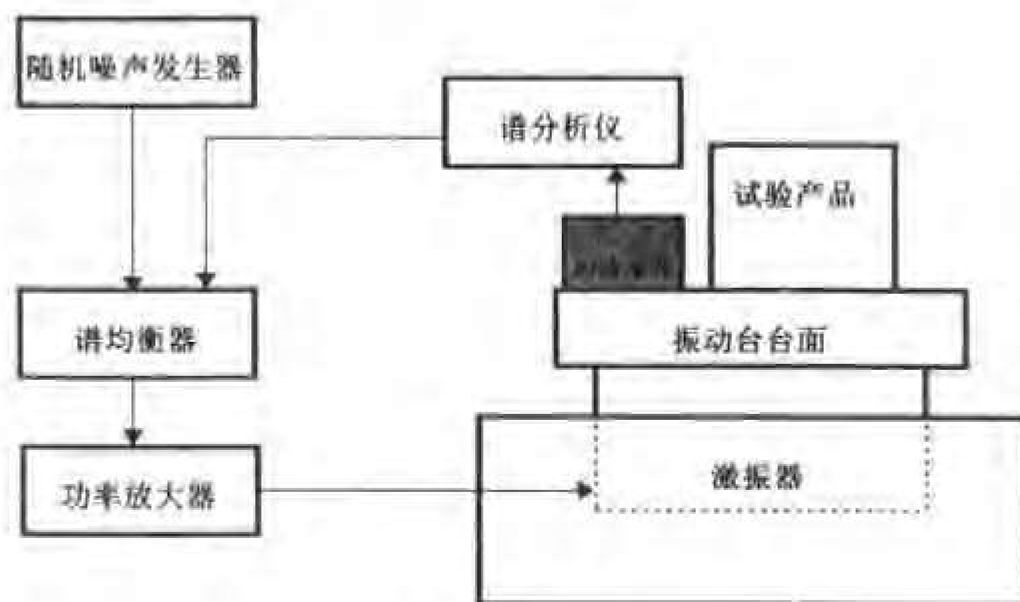


图 14-5　随机振动试备设备示意图

随机振动试验主要模拟噪声环境引起的振动。在振动台上进行试验，其示意图见图 14-5。

试验频率一般为 20～2000Hz，试验方向为试验产品相互垂直的三个方向，试验载荷为等效噪声引起的作用，依试验要求而定，试验时间一般在 1～40c/min 左右。试验产品安装的边界条件，控制点以及参数测量同正弦扫描试验。由于随机振动试验中各种频率产生的共振同时呈现，所以它是暴露产品故障或缺陷的重要手段，常被引用到产品验收试验。

正弦扫描试验与随机振动试验各有其用途和特点，不能互相代替。随机振动试验的优越性是补充正弦扫描试验的不足。但正弦扫描试验设备简单，如扫描时间足够长（如两个半功率点扫描时间大于 3s），在连续扫描中相对每个共振点发生共振作用，所以工艺试验仍有采用。

（2）冲击试验

冲击试验是模拟卫星与运载火箭及星上火工装置工作引起的高频振荡，其频率可高达万赫，冲击加速度可达几千个 g 值，作用时间可小到几毫秒，高频振荡衰减快，柔性设备对冲击不敏感，而脆性材料的设备比较敏感。星上设备受到冲击作用同样具有三个方向，所以有的设备冲击试验严格要求按相互垂直三个轴做正负方向试验。

冲击环境试验一般有以下几种：

① 实际火工装置工作产生的冲击环境，多用整星试验。

② 在振动台上用冲击响应谱合成模拟试验。

③ 在落锤式试验机进行模拟试验。其原理是利用凸轮运动产生自由堕落作用模拟冲击现象。

④ 电动式液压-气动冲击机试验，其原理是利用压力作用产生跌落模拟冲击作用。

后两种试验不真实而偏于保守。这是因为他们是按照能量等效原理换算出冲击条件，如半正弦波型（见图 14-6）或后锯齿波型（见图 14-7），其特点是频率低于实际的，冲击加速

度小，作用时间长。爆炸冲击响应是波动传递，易衰减，而落锤式是势能转换成动能，接触式的撞击速度消失快，其能量被试验产品吸收，产生局部变形能，破坏力强。爆炸冲击高，频衰减快，有的试验证明运载火箭的级间分离引起的冲击通过隔框要衰减 60%，其作用结构破坏性小。所以整星或大质量的组件不宜采用这两种试验方法。

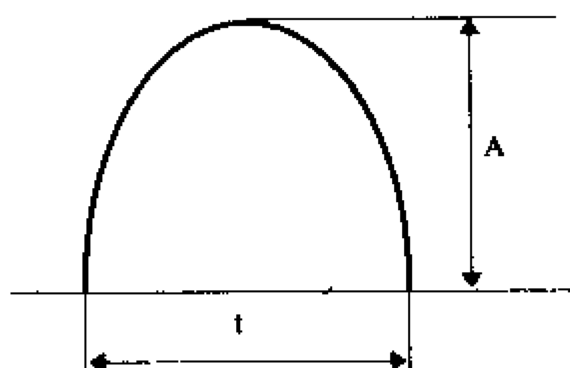


图 14-6 半正弦冲击脉冲波形

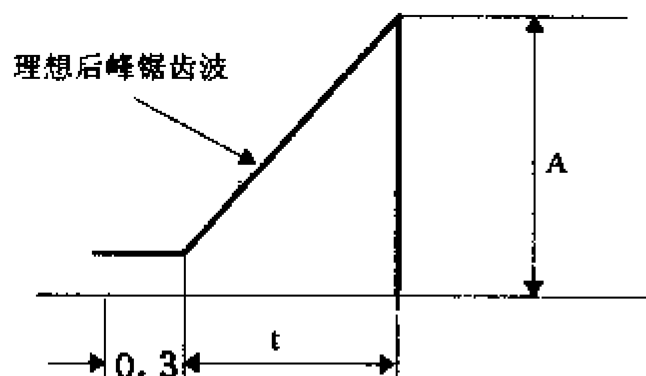


图 14-7 后峰锯齿冲击脉冲波形

应当说明是冲击加速度大，不一定能产生破坏，如打乒乓球可达上万个 g 值，并未破坏；敲锣打鼓也达到上万个 g 值的冲击也不破坏，但铜锣掉在地上就摔坏了。这也说明两种不同形式的冲击，作用效果显然是不同的。

(3) 加速度试验

加速度试验主要是模拟卫星发射和返回时准稳态和瞬态加速度环境的试验。准稳态加速度环境一般为运载火箭发动机推力产生的加速度，从卫星起飞时开始，到关机时最大，各级火箭发动机产生的加速度可以按牛顿第二定律计算，不过运载火箭在飞行中，由于发动机不断地消耗燃料，其飞行中飞行器的质量是不断变化的。返回式卫星脱离运行轨道，再入大气层返回地而过程中，受到气动阻力作用而产生的加速度，通过返回轨道计算获得。这些加速度值是随时间变化的，这种变化相对于振动和冲击加速度变化是缓慢的，故称为准稳态的载荷环境。瞬态加速度环境是振动低频加速度值，有的取 20Hz 左右的加速度值。一个系统的振动总能量与位移的平方成正比，低频振动能量大，其位移变化大，但其加速度小，而高频振动的加速值大，位移小，按照正弦运动，其加速度与位移的关系（按是大值）：

$$a = 0.004f^2A$$

式中：a ——振动加速度，g（重力加速度）；

f ——振动频率，Hz；

A ——振动位移，mm。

加速度试验通常在离心机上进行，利用火箭橇进行的比较少。用离心机做加速度试验，取决于离心机的转速和离心机的臂长，其关系式：

$$a = 1.117RN^2$$

式中：a ——离心机旋转时产生的加速度，g；

R ——离心机臂上某点至转轴的距离，mm；

N ——离心机的每分钟转速，N/min。

从上述公式可以看出，试验的加速度值可在离心机臂上调整，其最大加速度在臂长端点上，由于试验产品具有一定尺寸，所以试验产品上产生的加速度按线性分布，一般以质心处为基准，离开质心位置处将产生过试验（超过规定值）或欠试验（低于规定值），通常

在试验中以偏离质心处的10%认为有效。因此对大尺寸产品在离心机上试验往往不能满足要求。加速度载荷可以通过分析解决，必要时采用火箭橇试验模拟。一般在组件级进行加速度试验，大型卫星不做离心试验。

试验方向为相互垂直的三个轴的正负方向，对于已知加速度作用方向的产品，可以对试验方向简化。试验时间和加载速率可根据运载火箭弹道计算结果分析确定，另外加载速率也要考虑离心机的启动和加速性能。

（4）空间环境试验

卫星空间环境试验是模拟卫星在空间运行环境的试验。卫星空间运行环境包括地球稠密大气层以外地球空间存在的各种自然环境（不包括地球空间以外的环境），以及由卫星在运行轨道上产生的诱导环境。地球空间通常指地球引力起主要作用范围的宇宙空间，地球引力场作用区域距离地心约 9×10^5km，它是人类开发空间资源和航天产业的主要区域，其环境因素复杂、恶劣，对卫星工作影响很大，国外在1982年发布，对350次发射卫星统计的卫星异常，运行轨道约占76%，发射轨道约占23%，有人统计长寿命应用卫星在轨道上的故障，其中空间环境因素产生作用的约70%左右。为了保证卫星工作高可靠和低风险，空间环境模拟试验格外引人关注。

卫星空间环境是多种环境因素构成的，环境效应有长期作用，不仅是不同环境因素的环境效应并存，而且同一环境因素产生的环境效应也具有多元性。如真空环境可以使材料出气，可以对星上设备污染；低真空（一般低于 1.3×10^{-2}Pa）导致电子设备微放电、出现电晕、击穿或飞弧造成功能退化和损伤；在超高真空环境（1.3×10^{-7}Pa）下星上活动件出现冷焊现象，材料蒸发、升华及分解等造成材料性能变化，挥发物的沉积将造成光学器件表面、活动部件的活动接触面的污染，危害设备的功能。同样太阳辐射环境、空间辐射环境和热环境等产生的作用，都能引起卫星设备出现故障，严重的故障即使是局部的，也能使卫星飞行任务失败。

空间环境试验一般是模拟单个环境，采用等效技术模拟环境效应。这是因为浩瀚太空，在地面无法真实复现其环境作用。采用等效模拟环境效应可以满足实际卫星研制的需要，同时也相对的简单易行。所谓等效技术就是根据一定的原理成准则，用一种模拟试验方法，实现特定环境对卫星及其构成产品的所产生的实际效应，如模拟带电粒子辐照试验，通过带电粒子与物质相互作用，物质吸收粒子能量，使粒子能量降低，物质性能产生变化，以此模拟物质在粒子辐照环境下的特性变化。所以空间环境模拟试验是环境效应的等效模拟。

空间环境模拟试验很多，主要有以下方面。

a. 真空热试验

真空热试验主要模拟真空和热环境。卫星在轨道运行的真空环境，一般在 1.3×10^{-3}～1.3×10^{-9}Pa 范围；热环境为冷黑、太阳热辐射、地球热辐射和地球反照的组合。试验在空间模拟器中进行，真空环境一般取 1.3×10^{-3}～1.3×10^{-4}Pa，1.3×10^{2}Pa 是忽略对流和气体分子导热影响时使用。1.3×10^{3}Pa 一般是用于卫星高轨道的真空环境，其原因是工程经验表明，星上仪器设备对真空度高于 1.3×10^{-3}Pa 环境，性能上与 1.3×10^{3}Pa 相同，高真空度的热试验设备能力和费用要高，除冷焊等试验外，低的真空就足够了。模拟热浸常用红外模拟器和太阳模拟器，可以模拟热辐射（外热流）或温度。冷浸的模拟一般采用液氮冷却系统。温度循环数按试验目的不同，取3～6次，真空热试验可分为热真空和热平衡两

种试验。

(a) 热真空试验

热真空试验模拟热环境采用温度条件，以温度参数作为控制试验的指标；用于检验或验证卫星、组件的功能，暴露 设计和工艺的缺陷。

(b) 热平衡试验

热平衡试验模拟热环境采用热流（热辐射）的条件，以热流值作为控制试验的指标；主要用于验证热设计的正确性，修正热分析模型，适用于热控分系统、整星以及露在星体外边的仪器设备（如太阳电池阵等）的试验。

应当说明，真空放电试验可以结合真空热试一起进行。在真空热试验中，空间环境模拟器抽真空过程中，压力降至 1.3×10^{-4}Pa 时，就完成真空放电试验。一般地电于部件要做此试验。

b. 真空环境试验

真空环境试验主要模拟真空环境中对材料、器件、活动部件以及设备的影响。其中主要的有超高真空冷焊试验，防止活动部粘连失去活动功能作用，如继电器、包带装置等。真空度一般不低于 1.3×10^{-7}Pa。材料出气、质损等易污染光学器件。同时真空环境也导致密封结构功能下降，而气体或液体产生的泄漏，因此星上的密封件需要做真空检漏试验。真空环境试验一般在组件级产品进行，星用元器件也要做真空放电试验。

c. 紫外辐射试验

紫外辐射试验主要模拟太阳紫外光谱对光学玻璃、有机材料、高分子化合物和粘结剂的影响。外露星体表面的上述材料构成的产品要进行此项试验，试验中的材料可代替组件试验。因组件性能通过上述材料产生变化的。如晶体和玻璃可以产生色心、变色等引起光学性能变化；热控材料发生吸收和辐射比改变，影响热控涂层性能。

d. 粒子辐照试验

粒子辐照试验主要考核电子元器件和材料性能变化，尤其是大规模集成电路和记忆存储器件。如计算机等抗辐射能力弱，影响也最大。太阳电池在各种辐照环境下作用，其输出功率初期和末期相差 20%以上。各种空间辐射环境对卫星影响甚大。其试验技术、安全性等异常复杂，是卫星研制中重要课题，已引起各界人员关注。

e. 电磁兼容性试验

电磁兼容性试验，在组件和分系统、整星都要做的试验，其试验要解决的：首先是自身兼容性和抗外界电磁干扰能力，另一方面自身的电磁辐射和传导发射不能引起星上其它设备的正常工作。其试验以分系统、整星为主要对象。

f. 磁试验

磁试验模拟卫星剩磁短和地球磁场相互作用产生的影响。对控制系统采用磁力短控制方式影响更大。地面试验主要消除星上剩磁，它与星上元器件、组件及磁性材料密切相关。同时星上电缆网布置、走向也影响不小。一般地面上做组件和整星网级产品试验。其试验设备应是非磁性材料，有的采用木质设备。

3. 地面环境温度试验

卫星地面环境除力学环境外，主要是卫星在运输、贮存和发射前的温度、湿度环境，温

度环境有高低温；地面运输中如不采取措施，车内温度可高达 50℃，低温可达－30℃；有的卫星发射场相对湿度可达 90%；星上组件经过长期贮存，有的表面产生变色，因此地面环境温度、湿度对星上产品具有作用，有的需要做试验。近年来卫星总装厂房、卫星包装箱、卫星发射塔架等具有空调设施或设备，恶劣的外界温度、湿度已威胁不到卫星，所以可不做温、湿度试验。

从温度应力筛选角度考虑，卫星或组件进行热循环试验，即高、低温交替变化，并在高温和低温情况下保持一定的时间，其目的主要是暴露试验产品的故障，作为排除产品早期手段之一。

14.2.3 按卫星研制阶段划分的试验

卫星研制过程是由浅入深，由粗到细的逐步近似、逼进完善的过程。卫星研制过程通常划分为：概念研究阶段、可行性论证阶段、方案阶段和工程研制阶段。工程研制阶段通常分为初样研制阶段和正样研制阶段。各个研制阶段既是独立的，又是相互联系的，前一个研制阶段是后继研制阶段的基础，而后继研制阶段又是前一研制阶段的发展。卫星研制的每个阶段都有阶段性的目标、任务、工作内容和完成标志。卫星试验是融于各个研制阶段之中，根据每个研制阶段的目的和任务要求确定试验的任务和范围，试验任务以试验矩阵表（见表 14-1）或试验流程图的形式规定，并在卫星研制过程中实施。其目的是便于试验的宏观管理和试验整体上的质量控制，作为评价各研制阶段的质量的依据之一，确保卫星飞行任务获得成功。

按卫星研制阶段的试验可分为以下几种。

1. 研究试验（Development Test）

研究试验有的称为研制试验或初样试验。

研究试验主要是星上产品研制单位依据卫星总体部提出的要求进行的试验，试验用于验证设计方案，通过试验获得设计所需要的数据，提高设计的合理性、可靠性和先进性，试验内容广泛，依据设计技术水平、设计经验、设备的条件等，安排上可以灵活多变的选择，但试验结果和结论是研制阶段质量评定的内容。研究试验包括初样阶段以前的各项试验和初样试验。

（1）初样阶段以前的试验为方案阶段和可行性论证阶段所做的试验，主要有分系统、新设备的原理性试验，验证技术途径合理可行。对于新技术、新工艺、新材料和新的关键件、关键技术能否用于上天产品所做的各项试验。如星上首次使的 CCD 相机、展开式太阳电池阵、星上辐射致冷器等所做的性能试验和环境试验；早期卫星环境试验条件的确定；有的做了大量地面模型试验，如用（小）火箭点火、飞机外挂卫星小模型等测量环境参数，进行分析并用统计的方法确定卫星力学环境试验条件；此外也有新的试验技术和方法研究与验证等，如首次的剩磁试验方法、分离试验方法等。这些试验都为卫星研制提供坚实的技术基础，其试验积累的资料作为设计的依据之一，服务于设计工作，又指导设计工作。因此这一阶段的试验工作具有不可忽视的作用。这一阶段的试验项目、内容、产品状态及要求，结合具体卫星型号，依据试验目的来选择，约束性相对的要小，以试验达到预期效果为宗旨，可以是多方案或系列性试验，也可以是单项试验。

(2) 初样试验是卫星研制进入工程研制的重要工作，初样生产的产品就是用于试验的产品，不做为交付使用于发射卫星。初样试验有：整星试验，如电性星、电磁兼容性，星箭匹配等试验；分系统试验，如热控星、结构星、分系统性能试验等。试验的目的主要是检验设计方案和工艺方案的合理性，对于分系统和整星试验还要检验外部接口的匹配性，暴露设计或工艺方面的不足，获得试验的数据，作为改进和完善设计和工艺的依据，指导正样产品的研制工作。应当说明初样试验中不存在产品合格问题，要充分暴露研制中产品存在的问题或隐患，进而找出问题的部位、性质，查明原因，消除存在的问题，则认为达到试验的目的。初样产品经过试验，经评定后确定能否转至正样研制阶段。

初样产品试验的项目不能少于鉴定试验规定的项目，必要的还要增加试验项目，试验具有一定的全面性。试验的载荷不能低于鉴定试验规定的载荷，如结构动力试验其载荷是高于鉴定试验的量级。有的试验为了掌握产品的极限承载能力而进行破坏性试验。试验产品的状态不是严格的，尤其是分系统和整星试验，与试验目的相一致，可以用模拟件，也可以使用只满足试验要求性能的产品，与试验无关的性能不做要求，如电性星试验只对电性能有要求，而其承受环境的能力不做要求。此外初样试验的产品，如组件可以分解成部件、电子线路、活动部件等单元试验（如活动部件的磨损或寿命试验），但最终要达到全面评价设计产品的质量，确保设计产品方案合理、工艺可靠。

对于成熟的继承性产品经分析后可以免做试验。但对新设计的方案，采用新技术、新材料、新工艺的产品必须做初样试验，以确定它能否在卫星飞行任务中应用。

组件初样试验具有灵活性，往往不受重复试验次数的限制，为实现试验目的，根据需要可以多次重复试验，如关键参数测量、观测试验中异常现象，消除故障措施的验证及获取优化方案等进行重复试验，以达到满意的试验效果，有的关键设备对减振性能曾做过多方案的试验比较，从中选择优化方案。在组件初样试验中对无法评价或考核的试验项目，如紫外辐照试验、粒子辐照试验、干摩擦冷焊试验等，可以用其构成的材料、器件或部件的试验代替，同时也可代替组件的正样产品鉴定试验，经过上述试验合格的材料、器件或部件，在不高于试验条件下，当沿用到其它卫星设备上时，也可以免做试验。

分系统初样试验，除电性能试验、星地大通路试验（星上分系统与地面上行系统试验，如测控、通信等）外，结构分系统和热控分系统的初样试验，以整星状态进行。

结构分系统需要两颗初样结构星，一颗初样结构星用于静力学试验，产品状态比较简单。另一颗初样结构星用于动力学试验，模态试验。结构动力学试验所测量的结构振动响参数，可以作为修订卫星组件振动试验条件的依据，有时也为卫星总体布局的改进提供参考。曾有过初样星由于质心过高，造成星上设备振动环境恶化，通过试验予以改进。返回式卫星的再入热防护试验和回收着陆冲击，封密结构等试验可用局部结构进行试验。所以结构分系统在初样阶段的试验十分重要。

热控分系统初样试验必须做热平衡试验。目的是检验热控设计的合理性，验证热数学模型，获取有效的工程设计数据和试验资料，作为修正热数学模型的依据。热控星状态是卫星外形尺寸、结构、星上仪器设备外形尺寸等符合初样星的技术状态，但其仪器设备内部可用等效的发热电阻件代替。

2. 鉴定试验（Qualification Test）

鉴定试验作为卫星正样产品必须考核的试验，其目的是检验卫星及其构成的产品承受环境作用的能力，考核产品设计、制造和装配是否能满足卫星飞行任务的要求。鉴定试验模拟的环境是通过试验、实测和统计分析或用包络比拟方法所确定的最严酷的环境。试验载荷是正样产品环境试验最高的。鉴定试验作为检验产品质量的手段之一，是在同批次生产的产品抽样一件做试验，试验项目在正样产品中内容多，范围广，其中有规定必做项目，也有根据卫星自身特点选做项目，如无密封的结构则不做检漏试验，小型卫星可不做噪声试验。鉴定试验从环境角度讲是全面考核产品在各类环境中工作性能，也就是说考核产品适应环境的能力。所有正样产品抽样进行鉴定试验必须合格，抽样产品试验不合格，则同批产品尽管其他性能好，也不能做为执行卫星飞行任务使用。

鉴定试验的产品分为：整星、分系统和组件。试验程序依次为组件、分系统、整星，只有低层次产品试验合格后，才能进入上一层次产品的试验。组件是卫星总装中的基本单元，种类多，数量大，不经过鉴定试验考核，若直接进入上一层次产品的鉴定试验，则各种组件存在的缺陷和故障，将同时出现时，往往是相互影响，甚至出现连琐反应，增加发现问题部位和分析的困难，解决问题难度大，造成高层次产品试验极大复杂性，在缺乏系统工程认识的地方，极个别曾出现此类现象，从而导致试验失败。

组件级鉴定试验的抽样试验结果是代表同批次产品的质量水平，因此抽样试验前首先要检验批生产的产品质量一致性和稳定性，它反映在组织生产时按同一图样、相同性能的材料、器件，同一工艺过程、工艺水平和操作水平等。产品质量一致性和稳定性通过验收试验检查确定，通常只有验收合格后才能进行鉴定试验。组件鉴定试验按产品的类型确定环境试验的项目。通常以矩阵表展示（表 14-2），矩阵表列出的内容是通用的共性要求，用以指导特定卫星编制组件鉴定试验矩阵表。

表 14-2 规定的试验，噪声引起的随机振动环境，热真空环境的模拟试验几乎都是必做的项目，其它选做的试验不等于不做，而是依据组件的完成工作任务的特点灵活选择，在特定卫星上确定是否做试验，亦可列入必做项目。如有的返回式卫星根据剪裁的原则，将冲击试验列为回收舱设备的必做试验项目，这也是因为返回式卫星上火工装置品种多、数量大所致。在组件鉴定试验中都要进行性能检查或监测，试验前要对组件性能全面检查，性能指标符合要求再进行试验，试验中大都多数要对组件的主要性能进行监测，试验结束后也要对组件的性能进行全面检查，以比较试验前后和试验中组件性能变化与否，从而评价组件对该环境的适应能力。如试验中出现故障，影响组件正常工作的性能，则应停止试验，要找出故障、查明原因并采取有效措施排除故障后，可进行再试验。对于组件非工作环境的试验项目，如在发射环境不工作的组件，只要在试验前后性能正常则认为合格，其试验中的性能监测数据作为参考，便于掌握组件的性能特征，为分析研完该组件积累资料，供进一步研制时使用。

鉴定试验的产品在技术状态上要与发射用产品一致，个别可用模拟件代替，如火工类产品，但模拟件必须符合试验目的的要求。试验的边界条件（如振动试验的组件支架、减振器、连接结构安装形式等）要与实际情况相一致。各项试验的目的、要求和内容以及试验设备和方法差异很大，试验载荷、时间等技术复杂，这里不一一叙述。

表 14-2　组件鉴定试验项目表

试验项目	建议试验程序	组件类型												说明
		电子电工组件	活动分离机构	天线	太阳电池阵	蓄电池组	阀门	液体、推进剂组件	压力容器	推力器	热控组件	光学组件	微波组件	
地面温度	1	△	0	0	0	△	0	0	0	0	0	△	0	0：选作　△：必做
地面湿度	2	△	0	0	0	△	0	0	0	0	0	0	0	
加速度	4	0	0	0	0	△	—	—	0	—	—	△	0	—：表示不做
随机振动	7	△	△	(△)	(△)	△	△	△	△	△	△	△	△	() 若必做则声学选作
正弦振动	6	△	△	△	△	△	0	0	0	0	0	△	0	
冲击	5	△	0	0	0	0	0	0	—	0	0	0	0	
噪声	9	—	—	(△)	(△)	—	—	—	—	—	—	—	—	() 若必做，随机振动选作
真空放电	10	△	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	△	可与热真空站合作
热真空	12	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	
热循环	11	0	0	0	0	0	0	0	—	—	—	0	—	
压力	13	—	—	—	—	0	△	△	△	△	—	0	—	
检漏	3 8 14	☆ △	☆ △	— —	— —	△	△	△	△	△	—	0	—	☆对密封和压力有要求的做，属于功能试验。
电磁兼容	15	△	0	△	—	—	—	—	—	—	—	—	△	
磁试验	16	0	0	0	0	—	0	0	0	0	—	—	—	
紫外辐照	可在初样阶段	0	0	0	△	—	—	—	—	—	△	△	—	以材料、器件或部件代替组件试验
粒子辐照		△	0	0	△	—	—	—	—	—	△	△	—	
干摩擦冷焊		—	△	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	

组件鉴定试验项目在上述矩阵表是基本要求，有的可以剪裁，如外露星体的天线、太阳电池阵有的以热平衡试验取代热真空试验，从道理上，这些组件直接受热辐射作用，做热平衡试验是合理的，试验效果比较理想。

组件鉴定试验的上述矩阵表没有包括火工类产品、纺织类产品（如回收降落伞、伞绳、

吊带等)、结构试验、电子电工产品的老炼试验、寿命试验等内容，这些组件的试验按试验大纲规定进行，有的组件，如火工类产品有通用的标准指导试验工作。

分系统鉴定试验通常有结构分系统、热控分系统、推进分系统的试验。有时根据需要，其他分系统亦可做鉴定试验（有的卫星进行姿控系统振动试验）。分系统鉴定试验可以用初样试验代替，一般初样试验的条件往往高于鉴定试验的量级。大多数分系统不独立做环境试验，主要是分系统分布在星上各个部位，所以通过整星鉴定试验考核。对于模块化卫星，可以由卫星组成的舱段进行试验。

结构分系统鉴定试验主要有静力学试验，动力学试验，结构模态试验，封密结构的检漏试验等。卫星结构试验除上述试验外，也有以结构组件代表分系统功能的试验，如热防护（包括烧蚀和防热等）试验。

整星鉴定试验通常在组件和分系统鉴定试验合格后进行试验，综合（不是全部）考核卫星质量，评价卫星具备执行飞行任务的能力，检查卫星设计方案、工艺方案和接口关系的合理性与协调一致性，发现隐患问题并予以排除，以保证卫星可靠的工作和完成飞行任务。整星鉴定试验项目见表 14-3 矩阵表。

表 14-3 整星鉴定试验项目矩阵表

试验项目	建议顺序	试验规定	说明
电磁兼容性	1	△	
正弦振动	3	0	
随机振动	4	△	对声不敏感的，只做随机振动，对声敏感，必须做噪声试验，随机振动可不作
噪声	5	△	
冲击	6	△	
热平衡	8	△	
热真空	9	△	
检漏	2、7、10	△	
磁试验	11	0	
功能试验		△	在建议顺1～11中的试验前后必做试验中对性能监测

整星试验的产品技术状态与发射星相一致，产品数量少，一般只有1～2颗，对于重复投产发射的卫星，可继承第一颗星的试验，不再做环境试验，对于技术状态少量变化的，也可以对变化部分进行低层次产品的试验代替。整星鉴定试验的载荷要低于组件、分系统鉴定试验的载荷。各项试验的目的、要求、内容以及试验方法和试验设备截然不同，本文将在本章的第三部分对通用的整星试验加以简介。

整星的环境试验顺序一般要考虑卫星所经历的环境过程，试验返厂工作，影响试验周期、成本的因素和环境作用程度等，真空热试验有效性最高，所以列入最后进行试验。而检漏试验常列入性能检测的内容。

3. 验收试验（Acceptance Test）

验收试验是发射星及其构成的产品的试验，验证发射星产品与鉴定试验产品具有相同质量水平，目的是通过验收试验暴露星上产品的缺陷，这些缺陷反映在材料、器件和工艺质量的不一致性或不稳定性，通过试验找出故障，排除早期失效，以提高卫星发射的可靠性。验收试验载荷要低于鉴定级载荷，以能暴露问题的载荷为限，避免产品受到疲劳影响。一般地鉴定试验载荷要比验收试验载荷高出 0.25～0.5 倍。用于发射星的所有产品必须做验收试验，也必须 100%的全部合格。

除模块化卫星外，验收试验的产品有组件、分系统和整星，按产品层次由低层次产品到高层次产品逐级做，一般只做组件和整星两级产品，特殊的组件验收试验有困难时，可安排在整星验收试验中进行，但必须严格控制这类产品的数量，尽量少。组件验收试验的矩阵表见表 14-4。

表 14-4 组件验收试验矩阵表

试验项目	建议试验顺序	组件类型												说明
		电子电气组件	活动分离机构	天线	太阳电池阵	蓄电池组	阀门	液体或推进剂组件	压力容器	推力器	热控组件	光学组件	微波组件	
随机振动	4	△	△	(△)	(△)	△	△	△	△	△	△	△	△	()：同鉴定试验要求
噪声试验	5	—	—	(△)	(△)	—	—	—	—	—	—	—	—	
热真空	9	△	△	0	△	△	△	△	0	△	△	△	△	
热循环	7	0	0	0	0	0	0	0	—	—	—	0	0	
压力	1	—	—	—	—	0	△	△	△	0	—	0	—	
检漏	3 6 8	△	△	—	—	0	△	△	△	0	—	0	—	对密封要求的
功能试验	2	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	△	试验前后做功能试验，试验中对关键参数监测

组件验收试验项目、内容和要求以及试验方法等，有关标准和技术文件都明确的规定。表 14-4 中选做的试验项目要根据研制卫星特点确定，必要时可增加选做或必做的试验项

目。

为确保组件级产品的质量，对验收试验中出现的故障产品，经修复后进行再试验是有严格的规定，特别是对重复性的故障（出现在同一部位，相同性质）要求更加严格，甚至列为不合格品处理，对不合格的产品要查找和确定故障原因，采取修复后可以再验收。

整星验收试验是评价发射星质量的试验，暴露整星可能存在的早期故障或缺陷，并予以排除，以提高卫星完成飞行任务的可靠性，降低其风险度。整星验收试验的矩阵表见表14-5。

表 14-5 整星验收试验矩阵表

试验项目	建议顺序	试验规定	说明
正弦振动试验	2	△	
随机振动试验	3	(△)	随机振动试验与噪声试验两者选一
噪声试验	4	(△)	
热真空试验	6	△	
性能试验	1、5	△	

只有经过验收试验合格的卫星才允许发射，对于星上出现故障的组件或部件，允许修复排除故障或更换，然后进行再试验。

4. 卫星正样产品试验的说明

用于发射星的产品必须通过鉴定试验和验收试验的检验合格，鉴定试验往往在卫星初样研制阶段完成，验收试验常规定在卫星正样研制阶段进行。

过去有的规定，绝对禁止经过鉴定试验的产品（卫星或组件）用于执行飞机任务，这是因为经过鉴定试验产品受到严酷的环境考验，其剩下的可靠性不能准确地规定，不再使用经过鉴定试验的产品，从减小风险度的做法是正确的。但是这样做代价大，成本高，白白浪费一批产品，从经济性考虑如何利用经过鉴定试验的产品，现在有的将鉴定试验与验收试验合为一个试验（国外称原型试验，Prototype Test），其试验量值要比鉴定试验的量值低，比验收试验量值提高一些，经过试验后的产品用于执行飞行任务。这种处理成本与风险度的方式，实践表明能够取得令人满意的结果。

早在60年代美国戈达德飞行中心采用原型试验方式，实践证明是成功的，并逐步为人们所接受，如美国军方、ESA已在某些飞行计划中实施。

原型试验量值与鉴定试验量值对整星的比较见表14-6，组件的比较见表14-7。表14-6和表14-7揭示原型试验的载荷均取设计余量之半，而试验持续时间组件级试验与鉴定试验相同；整星级原型试验的持续时间则与验收试验的时间相同，低层次产品试验的严酷性明显地体现试验中漏斗效应。

应当说明，原型试验是卫星试验中的一种模式，采用原型试验要慎重，要分析与风险度有关的因素（如冗余设计、验收试验载荷设计以及设计余量大小），结合研制卫星特点制定原型试验大纲，可以用经过原型试验的全部或部分组件产品进行卫星原型试验，也可用

常规（鉴定试验和验收试验合格）组件产品在整星上进行原型试验。

表 14-6　卫星级鉴定试验与原型试验的量值比较

试验项目	鉴　定　试　验	原　型　试　验
噪声试验	试验量值为验收试验量值加上6dB，不低于144dB。时间至少3min	试验量值为验收试验的量值加3dB，不低于141dB。时间至少1min
随机振动试验	试验量值为验收试验量值加上6dB，每个方向至少进行3min	试验量值为验收试验量值加3dB，每个方向至少进行1min
热真空试验	试验量值为验收试验的温度加上10℃，循环次数至少8次	试验量值为验收试验的温度加上5℃，循环次数至少4次

表 14-7　组件鉴定试验与原型试验的量值比较

试验项目	鉴　定　试　验	原　型　试　验
热真空试验	试验量值为验收试验的温度加上10℃，循环次数至少三次。	试验量值为验收试验温度加上5℃，循环次数至少3次。
热循环试验	试验量值为验收试验温度加上10℃，循环次数至少24次。	试验量值为验收试验温度加上5℃，循环次数至少24次。
随机振动试验	试验量值为验收试验量值加上6dB，均方根值大12g，每个方向至少3min	试验量值为验收试验量值加上3dB，均方根值大于9g。每个方向至少3min
噪声试验	试验量值为验收试验量值加上6dB，但不低于144dB，时间至少3min	试验量值为验收试验量值加上3dB，但不低于141dB，时间至少3min

14.3　卫星环境试验方法

14.3.1　卫星环境试验设计

卫星环境试验是卫星试验的重要组成部分，在卫星总体设计中需要对卫星环境试验进行设计，卫星环境试验设计主要有编制卫星环境试验流程，制定环境试验大纲，确定环境试验条件等。

14.3.1.1　卫星环境试验流程

卫星环境试验流程是卫星试验流程的组成部分。卫星试验流程对正样卫星而言，是指卫星从总装完成后至卫星运往发射场之前，按时间顺序需要完成的规定试验项目的文件。卫星鉴定试验和验收试验的程序分别列于表14-3和表14-5中，对于不同的试验星则根据卫

星的特点，综合考虑对试验内容进行合理的安排，尤其是卫星性能试验的差异明显，其中电性能测试、机械性能测试和光学性能测试等，即使是同一类卫星系列也可能存在较大的差别，如卫星质量特性（重量、质心、转动惯量和惯性积的总称）测试，有的在环境试验前进行，有的在环境试验后完成。对于典型的卫星环境试验流程，一般是试验前、后必须对卫星进行全面的测试，试验过程中对卫星性能进行监测，以检验卫星经环境作用后其各项性能是否符合设计要求。常规的卫星环境试验项目是先做力学环境试验项目，后做真空热试验项目，但有的卫星环境试验先做真空热试验项目，这是基于真空热环境的有效性高于力学环境的有效性，以早暴露卫星故障为出发点，而将卫星实际经历的环境先后顺序列在次要位置上。总之卫星环境试验流程的编制，是从试验的目的、试验的效果、试验周期和试验费用等综合分析确定。

14.3.1.2 环境试验大纲

卫星环境试验大纲是按环境试验项目分别制定的，力学环境试验有振动、噪声、冲击（或分离试验）、加速度等试验大纲，真空热试验有热平衡或热真空试验大纲。每个试验项目的试验大纲都规定了其试验的要求，尽管每个试验大纲的内容完全不同，但其构成相似，一般有以下方面：

① 试验目的：通常有考核评价卫星质量和验证设计和工艺等具体的目的。

② 试验星的技术状态：通常有初样和正样卫星的基本参数以星上产品构成特征，其中也包括为卫星试验而增加的要求。

③ 试验载荷：加载的方法、标定要求及试验安装要求等。

④ 试验设备：通常对试验设备技术指标（包括加载能力、允差及控制方式等），试验星安装（或吊装）设备和测试设备、记录设备的要求等。

⑤ 测量参数：通常有试验测量点的位置和数量，测量参数特征（如力学环境的响应加速度、响应频率、应变，真空热环境的真空度、温度、热流）、测量误差等要求。

⑥ 试验场地和设施：通常有试验场地的面积和设备布局、环境条件、水电和辅助设备（如起吊设备、停放支架车、工作台）、通信联络设备及安全设施要求等。

⑦ 试验程序：通常是从卫星进入试验现场至完成全部试验的工作顺序和主要活动。对试验前准备阶段（包括预示试验）、试验阶段和试验结束的工作要求。

⑧ 试验工作的分工及质量保证：通常为试验单位与试验委托单位的工作界面和职责、试验现场指挥调度系统，质量控制和监督检查等要求。

⑨ 试验中断和再试验的原则：通常为试验中故障预想与对策方案，试验发生故障时中断试验的判据及再试验的条件等。

⑩ 试验文件和资料：通常为试验用的配套技术文件（如试验卫星技术文件、测试大纲和细则、操作规程、安全检查规定等）、试验记录表格等要求。

⑪ 试验完成的形式：通常有试验原始记录（包括声像记录）和数据处理、试验报告和试验总结要求等。

对于不同的卫星和不同的试验项目，对上述构成进行增减或调整，提出适应于该卫星试验项目的要求，以进行技术协调、准备和实施试验工作。

14.3.2 力学环境试验方法

卫星力学环境试验包括振动、噪声、冲击和加速试验，由于振动和噪声试验的有效性好，在卫星鉴定试验和验收试验中列为必做项目，本节将介绍振动试验和噪声试验方法。另外爆炸冲击试验往往构成卫星分离试验的组成部分，卫星分离试验是卫星试验的主要内容之一，本节也将对分离试验方法进行简要介绍。

14.3.2.1 振动试验方法

卫星振动试验方法适用于卫星正弦振动试验和随机振动试验。

1. 试验目的

卫星振动试验的目的主要有：

① 检验卫星承受振动环境（鉴定级或验收级）的能力。

② 评价卫星的质量，暴露卫星存在的故障或缺陷，以提高发射星飞行的可靠性。

③ 验证卫星设计方案和工艺方案的合理性，发现不足之处，以利改进设计或工艺。

④ 获取星上有关部位的振动响应特性，积累试验数据，为制定或修改振动试验条件提供依据。

2. 试验条件

卫星振动环境试验条件由环境试验条件设计而确定，它以卫星在整个寿命期内所预期所经受的振动环境为依据，综合各种振动源作用，制定考核卫星性能及可靠性的试验条件。

① 正弦振动试验条件

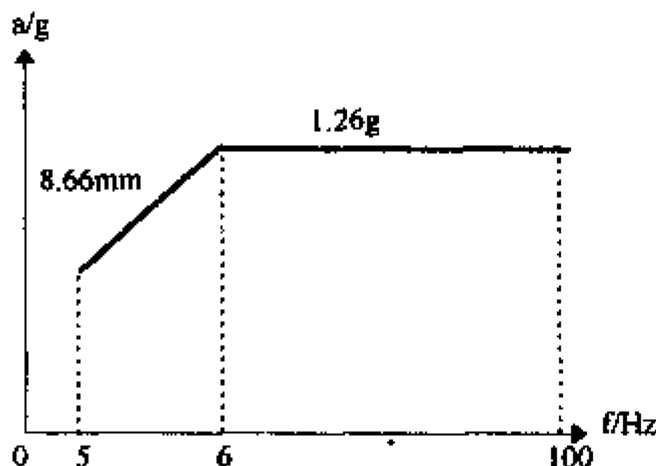


图 14-8 典型卫星正弦振动试验条件

正弦振动试验条件重点低频，一般包含整星一阶频率范围，典型的加载条件见图 14-8。试验时间：以每分钟倍频程表示，往往是载荷量值大，扫描时短，一般取 1～4 oc/min。

试验方向：为星体相互垂直的三个轴方向，即 x,y 和 z 方向分别进行试验。

② 随机振动试验条件

随机振动试验条件是模拟噪声激起的振动，是宽带随机振动，宽带的频率范围通常取：20～2000Hz，必要时可在宽带随振动谱型上叠加线性谱。宽带随机提动试验谱型见图 14-9。试验时间：按谱段以每分钟分贝值 表示。

试验方向：沿卫星相互垂直的三个方向分别试验。

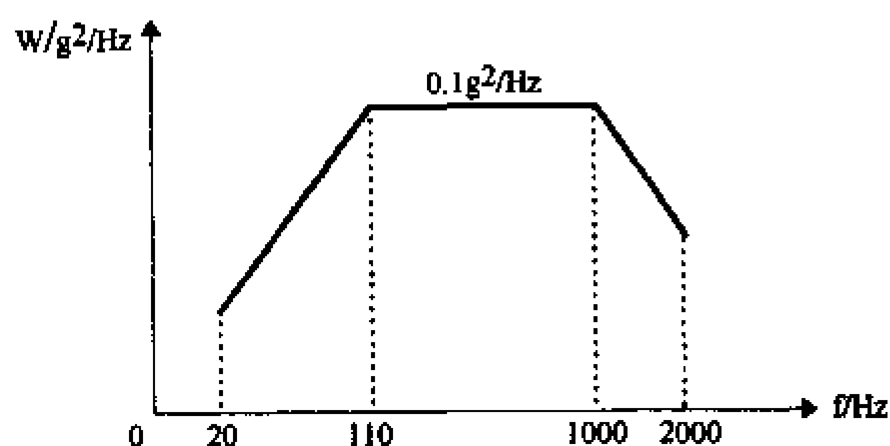


图 14-9 典型宽带随机振动试验谱型

应当说明振动环境试验条件中振动量值，不仅取决于运载火箭和卫星的特征，而且也依试验的目的不同而有较大差别。

3. 试验设备

振动试验的设备如图 14-10 所示。图中振动台为电磁振动台，液压振动台的试验最高频率一般为 300Hz 左右，适用于低频振动试验；水平滑台用于卫星横向振动试验；试验夹具是将振动台产生的推力传至卫星上，要求其频率特性平坦，试验夹具的高度应小于试验频带上限波长的 1/4；振动控制系统有模拟式和数字式两种闭环控制，一般采用数字式振动控制方式，控制传感器安装在卫星与试验夹具连接而上的连接螺栓附近；测量和数据采集处理系统中，测量的响应物理量有加速度、位移和应变，通过传感器接收响应信号，经适调放大器放大后输入到数据记录器内；数据采集处理系统实现数据采集、存储、预处理和数据显示。

4. 卫星试验状态

卫星与试验夹具连接力求模拟实际的边界条件（连接位置、连接形式和连接尺寸等），振动台台而与试验夹具连接刚度足够大，以使其能平坦传递推力。

在垂向振动试验时（图 14-10 中上图状态），若卫星与试验夹具的重量之和超过振动台最大负荷时，应采用附加支撑，附加支撑可以用铸块为支架，以弹簧支撑，也可以用悬吊支撑，附加支撑装置的自振频率要低于最低试验频率的三分之一；若卫星横向振动试验时，要使卫星与试验夹具组合的重心垂线与滑台中心重合，避免产生附加力矩。同样垂向振动试验中卫星与试验夹具的重心垂线应振动台推力方向相重合。

5. 试验程序

① 试验准备

卫星进入试验场后，安装测试传感器和将卫星安装在试验夹具上；进行卫星性能测试和振动试验设备、测量参数系统检测，必要时以试验载荷的 1/4～1/2 进预试验检查。

② 试验

按振动试验条件对卫星激振，同时测量振动响应参数和对卫星电性能进行监测，直到完成一个方向的激振试验，再转换激振动方向进行试验，直到三个方向全部完成试验为止。

③ 试验后的检查

按技术文件对卫星外观和性能进行测试，同时对试验设备和记录的振动响参数进行检

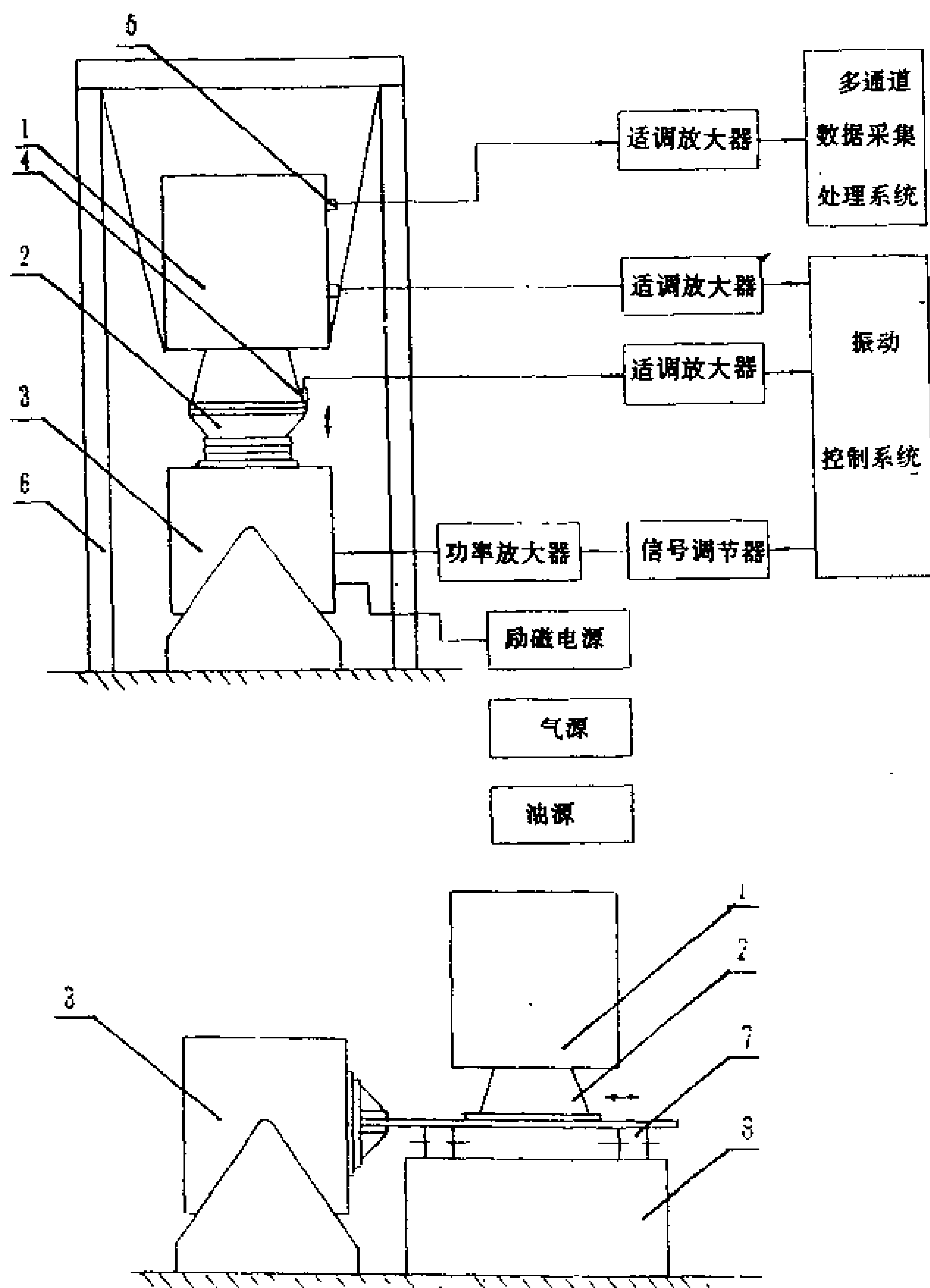


图 14-10

1--卫星；2—试验卡具；3—振动台；4—控制加速度计；

5—传感器；6—试验支架；7—水平滑台；8—基础。

查，处理试验测量数据，给出试验结果。

6. 试验中断和再试验

卫星振动试验过程中，若试验设备、卫星或试验测量设备出现异常或故障，继续进行试验达不到试验的效果时，则应中断试验。试验中出现的异常也包括存在的明显欠试验或过试验的现象。中断试验后要分析、查明出现异常或故障的原因，采取有效措施排除异常现象和故障以后，按照技术文件的规定进行再试验，再试验有的从中断处继续试验，有的

要重新试验。

14.3.2.2 噪声试验方法

卫星噪声试验方法不一，比较典型的是混响声场试验。

1. 试验目的

卫星噪声试验的主要目的有：

① 检验卫星承受噪声环境（鉴定级或验收级）的能力，暴露卫星的故障和缺陷。

② 验证卫星设计方案和工艺方案的合理性，发现不足之处，以改进设计或工艺。

③ 获取卫星声振的结构传递特性和振动响应数据，为制定或修改卫星（或星上产品）的随机振动试验条件提供依据。

2. 试验条件

频率范围：20～10000Hz

总声压级：不低于 141dB

试验时间：不小于 1min

试验的声压级谱通常以倍频程或 1/3 倍频程的带宽表示，其带宽的中心频率通常为 31.5～8000Hz，图 14-11 表示一种声压级谱。

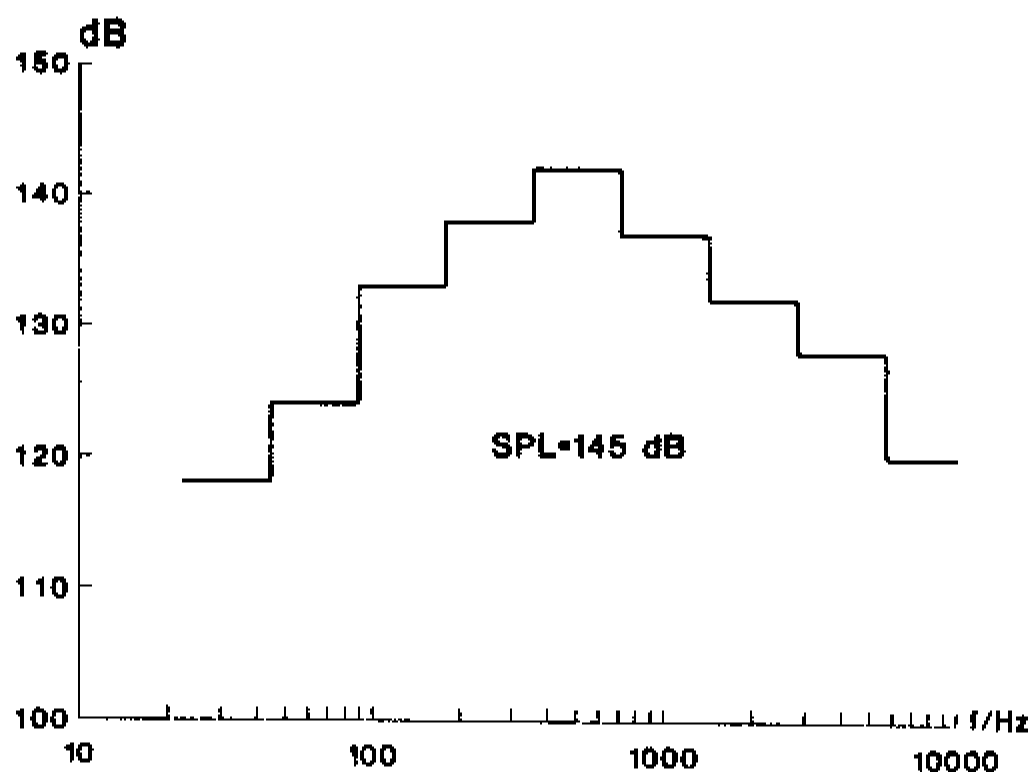


图 14-11 倍频程压级谱型

3. 试验设备

混响声场试验的设备主要有：混响室、声源、气源、控制系统、测量系统、数据采集处理系统和辅助系统。如图 14-12 所示，混响室的体积要大于卫星的十倍，其形状能在 31.5～10000Hz 范围内实现声扩散特性，它的空间声压分布均匀（一般地在－2～4dB 范围变化）；声源是气流调制器，气流经过调制，放大由喇叭产生噪声并扩散；控制系统常用数字式闭环控制方式，由控制传感器接收混响场的信号经计算机处理和功率放大器的放大，动态控声压级和频率范围，控制传感器至少有三个分布在混响室内，通常采用平均控制；测量系统由传感器、适调放大器和磁带记录仪组成，传感器可测量声压、加速度、应变等，传感器接收的信号经调制后记录在磁带记录仪内。数据采集处理系统由模数转换器、数模转

换器和计算机等组成，实现数据采集、存储、预处理和数据显示等。

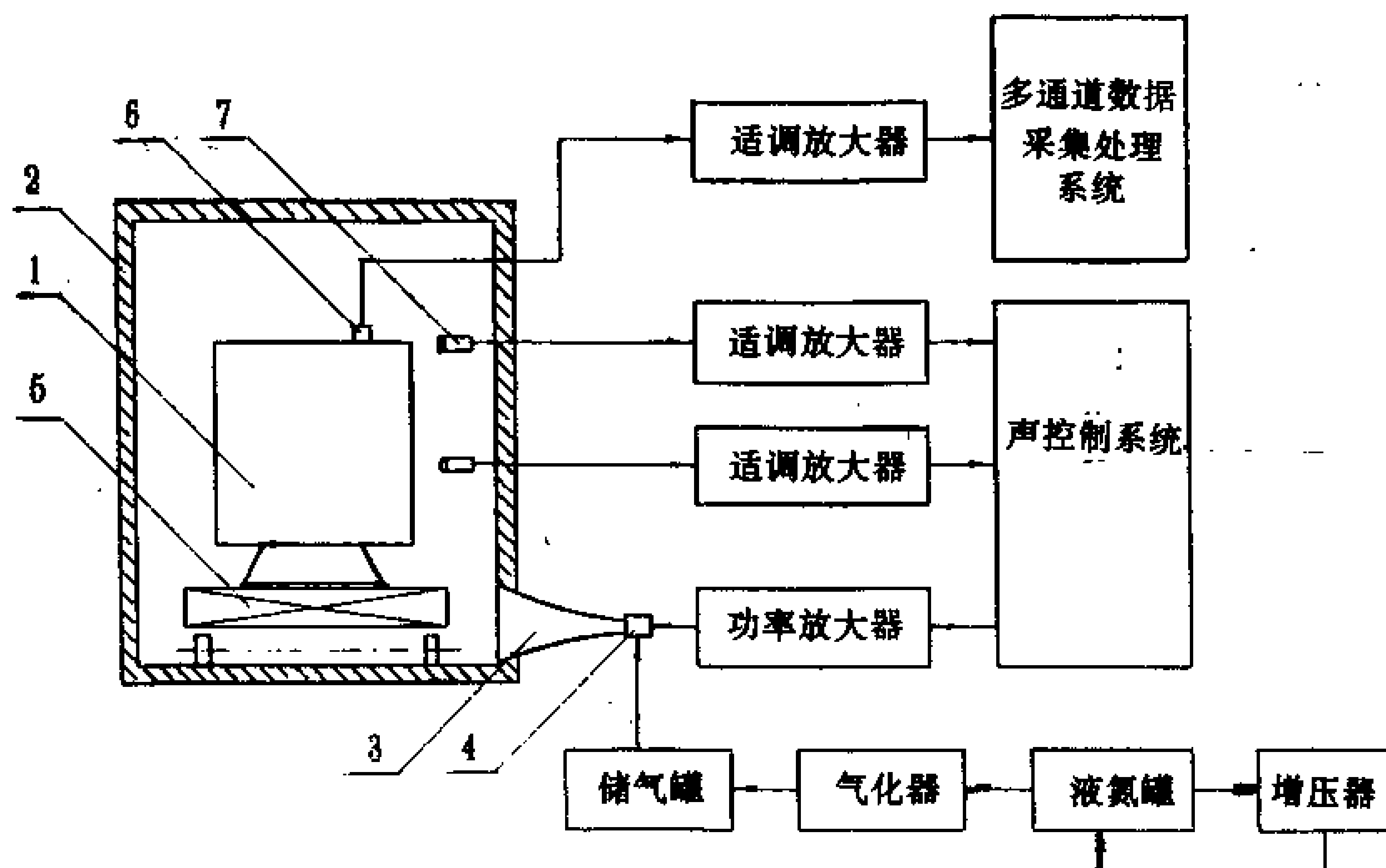


图 14-12　混响声场试验示意图

1—卫星；2—混响室；3—喇叭；4—气流调制器；5—支架车；6—传感器；7—传声器。

4．卫星试验状态

卫星在混响室内一般是不带卫星整流罩的，为模拟实际的声能传递路线，卫星应安装在卫显与运载火箭的对接框上，同时最好有运载火箭末级的一部分一起试验．卫星、对接框和部分末级火箭支承在支架车上，支承系统的固有频率一般要小于 25Hz，并放置在混响室的中心部位。卫星的表面不要与混响室壁面平行，亦不要直对声喇叭口。

5．试验程序

① 试验准备

按试验大纲要求安装传感器，进行卫星性能测试，检查声试验设备并调试，调试、检查测量系统，控制传感器安装位置距卫星表面至少有 45cm 的距离，或安装在卫星与混响室壁的距离之半，并取其最小值。

试验准备工作完成后，关上混响大门，进行预试验，预试验的声压级一般低于试验声压级 12dB，预试验合适再转入正式试验。

② 试验

按试验操作规程，启动试验设备、卫星性能测试设备，进行试验。试验期间监测卫星性能，完成一个声压级试验后，应对加载的声压级、典型测点响应数据进行比较和分析，如未出现异常则认为这个声压级试验完成，可进行下一个声压级试验。

③ 试验结束

全部试验完成后，打开混响室大门，对卫星进行测试和外观检查，对试验测量的数据

进行处理、分析，写出试验报告。

6. 试验中断和再试验

卫星噪声试验中的试验中断和再试验的原则与振动试验相似。

14.3.3 卫星分离试验方法

1. 试验目的

① 验证卫星分离设计方案的正确性和可靠性。

② 检验卫星解锁、分离机构和火工装置工作的协调性和可靠性。

③ 检验卫星承受爆炸冲击环境的能力，积累冲击响应数据，为制定或修改星上仪器设备试验条件提供依据。

④ 获取卫星在模拟失重环境中分离的运动参数，作为设计和分析故障的依据。

2. 试验设备

试验设备通常有试验架、悬挂释放机构、起旋机构、时序控制器、安全防护设施以及测量系统和试验数据采集处理系统等。如图 14-13 所示，试验架是支撑卫星和分离机构的，

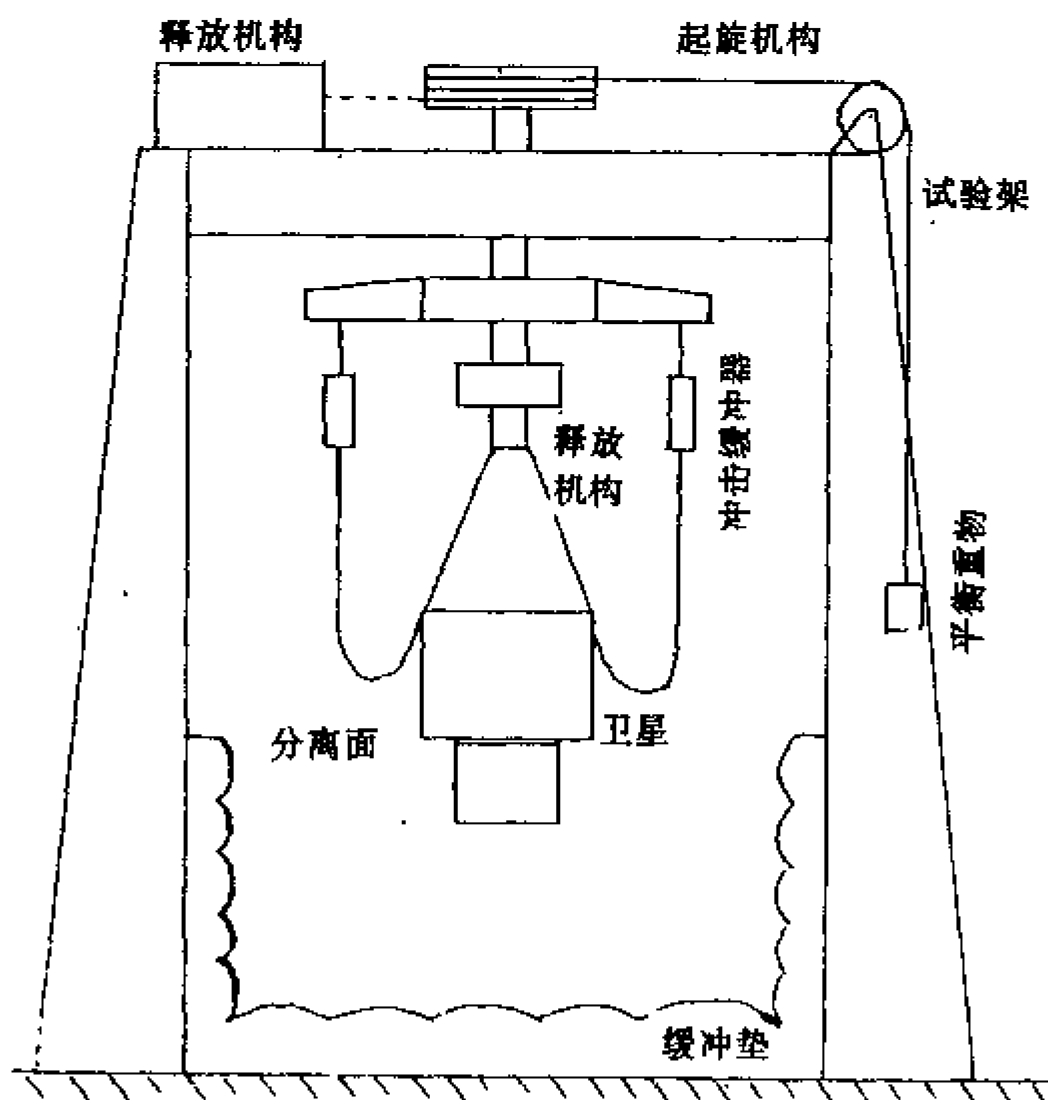


图 14-13 试验设备示意图

能承受分离试验所产生的静、动载荷；悬挂释放机构用于悬挂卫星，试验中释放卫星，使卫星呈现失重状态，悬挂释放机构通常采用挂弹钩，释放时间稳定，对分离运动干扰小；起旋机构常采用平衡重物起旋，用自旋稳定卫星的试验，使卫星及吊挂装置绕转轴转动是利用重物下降，由势能转化为动能的结果；时序控制器具有自锁功能，防止误操作，试验时

控制时序，同时具有时间分辨率和控制通道数的性能；测量系统主要有传感器、高速摄影机、高速摄像机、陀螺仪等，用以测量卫星分离时爆炸冲击响应、卫星分离速度、位移、加速度、角位移、角速度和角加速度等；安全防护设施是为防止试验中分离体相互碰撞，控制卫星过载加速度值，保护卫星和试验设备，常用冲击缓冲器在卫星跌落过程中吸收能量保持过载加速度在规定范围内，另采用缓冲垫防止分离后分离件硬着陆或相碰撞；数据采集处理系统同振动试验中使用的设备。

3. 试验条件

卫星分离试验采用实际爆炸螺栓连接、解锁，采用固体火箭或弹簧分离，试验大纲中有试验的具体内容。如分离操作程序以及自旋运动要求达到的参数等。对爆炸螺栓（连接分离体的）要有同步起爆炸的性能。

4. 卫星试验技术状态

在不影响试验目的的前提下，星上仪器设备可用模拟件（质量模拟件、模样件）代替，根据试验大纲的要求、星上装有测量冲击响应、运动参数传感器、陀螺仪等。模拟卫星与运载火箭分离时应有星箭对接框、末级运载仪器舱段和星箭连接解锁装置等。为了便于摄影，星上可有明显的标记。

5. 试验程序

① 试验准备

安装试验设备，检查卫星状态（特别是连接解锁分离机构和分离体的技术状态），吊装卫星，检查分离运动空间余量，连接起旋机构、测量系统，演习指挥口令和试验操作合练。

② 试验

启动测量系统，启动时序控制器，卫星在规定的高度位置旋转，释放卫星自由落下，并处于失重状态下，再进行解锁分离。由于试验过程时间暂短，测量系统需提前开机，及时测量分离运动参数和爆炸冲击响应值。

③ 试验结束

试验结束应保持现场，检查卫星和测量参数。

14.3.4 真空热试验方法

卫星真空热试验可分热平衡试验和热真空试验，两者在试验设备和试验技术上虽有共同之处，但热真空试验的技术和设备能力都较热平衡试验复杂，下面简要介绍它们的试验方法。

14.3.4.1 热平衡试验方法

1. 试验目的

① 对卫星正样产品而言，考核热控分系统维持卫星及其仪器设备在规定的工作温度范围内的能力，评价热设计的正确性，完善热分析数学模型。

② 对卫星初样产品而言，是获取卫星温度分布数据；验证热设计的正确性，修正热分析数学模型。

2. 试验设备

热平衡试验设备主要的有空间模拟器、外热流模拟装置、真空系统、氮流程系统、测

量系统、数据采集处理系统及直流电源系统等（详见空间环境试验设备）。

卫星热平衡试验必须在空间模拟器内进行，模拟器压力不高于1.3×10^{-3}Pa，热沉表面温度不高于100K，热沉朝向星体的表面对模拟太阳光的吸收率大于0.95，半球向发射率大于0.9，并能监测热沉表面温度和真空室的压力和沉积可凝挥发物，空间模拟器的真空室比卫星的尺寸要大1～2倍，室内有支吊卫星的支架、支点或转台、转台能模拟卫星的姿态变化。

外热流模拟装置是模拟卫星在空间运行时，卫星表面吸收（或入射到）空间外热流的装置。通常采用太阳模拟器或红外加热器或接触式电加热器。

测量系统一般能测量300～400点的温度，测量温度的传感器用热电偶，也允许用热敏电阻，测量辐射热流用热流计，可测5～2000W/m^2范围，低压测量仪器为热偶真空计或电离真空计。

3. 试验工况

高温工况：对应空间外热流最大和星内部发热量最大时，星上某些仪器设备达到或接近最高温限的工况。

低温工况：对应空间外热流最小和星内部发热量最小时，星上某些仪器设备达到或接近最低温限的工况。

工况次数，至少一次。

4. 试验工况稳定判据

卫星热平衡试验中星上每个仪器设备的热容量不同，温度稳定快慢不一。由外热流确定平衡温度，因此必须规定工况稳定判别的标准，不同的国家、不同的卫星也不尽相同。通常规定恒定外热流试验的工况稳定判据以温度监测点温度变化为条件：

在连续四小时内，波动值不超过±0.5℃；

在连续四小时内，单调变化值小于0.1℃/h。

5. 卫星试验技术状态

① 正样星的仪器设备、结构件、总装件、电缆网及各种热控措施应为正样技术状态的产品，但允许个别仪器设备采用其热性能符合正样要求的工艺件或模拟件。

② 初样星（热控星）的外形尺寸、结构、材料、仪器设备布局、电缆网和各种热控措施为初样技术状态。星上仪器设备一般采用模拟件，其外形尺寸、表面状态、安装连接方式、内部发热量和热容量等需符合初样产品的要求。

③ 卫星内部安装测温传感器。采用红外模拟时，在星体外表面每个等热流区内布设热流计，以测得该区的平均热流值。

④ 卫星安装在真空室内，卫星姿态与运行轨道的相当，安装形式可悬挂，亦可支撑，但不应改变卫星表面状态和热边界条件，要减少热沉与星体间的遮挡。

6. 试验程序

① 空间模拟器状态检查

检查空间模拟器各分系统，测试主要参数，并进行试运转。

检查测温线和加热线的绝缘电阻及导通情况。对空间模拟器进行联试。

② 卫星状态检查

主要有外观、测温线、加热线及传感器等检查。对于正样产品还要进行电性能和机械

性能的检查。

③ 综合状态检查

卫星装入真空室前后进行测量线路，加热线路的导通、匹配、绝缘和接地检查，并向加热器或红外灯输入小于额定功率的电能，检查测点温度应有明显的变化。同时检查卫星与试验设备电磁兼容性。

④ 启动试验

关闭空间模拟器舱门，按操作规程启动真空泵、预冷热沉，启动液氮泵，建立真空室压力不高于 1.3×10^{-3}Pa，维持表面热沉温度，同时给热流模拟装置通电，适当地加外热流以维持卫星温度不低于规定值。

⑤ 试验的运行

调节和控制外热流模拟器，使外热流保持在规定要求范围内。

测量卫星和空间模拟器的有关参数，对卫星性能进行监测，达到试验稳定工况时记录各测点的温度值，至此一个工况试验结束，可以转换另一个工况试验。

⑥ 试验结束

试验的运行完或所有工况试验后，便可结束试验。停止输送液氮，向热沉管路输入热氮气，使热沉升温；同时停真空泵，充气复压，使模拟器内压力恢复到当地大气压。在热沉升至室温过程中，要控制卫星外表面温度高于热沉温度（一般是高于 10℃）。

⑦ 试验后检查

打开空间模拟器舱门，测量卫星性能参数、检查卫星外观，同时检查外热流模拟器；检查分析试验运行中出现的异常现象和问题。

⑧ 试验中断和再试验

试验中试验设备达不到试验规定的要求，或卫星出现的故障达不到试验目的，或卫星与试验设备间出现严重干扰，无法进行正常测试时，应中断试验，待故障排除后再进行试验。

⑨ 试验结果处理和试验报告

整理试舱数据，对试验的误差源分析和计算，计算卫星能量平衡，比较星体吸收和辐射的热量。写出试验报告和总结。

14.3.4.2 热真空试验方法

1. 试验目的

① 检验卫星承受热真空环境（鉴定级或验收级）的能力。

② 暴露卫星设计和工艺和缺陷，并予以消除，提高卫星的质量和可靠性。

2. 试验设备

热真空试验的设备与热平衡试验相似，在设备能力和试验技术复杂，要求高。主要关键之一是外热流控制，外热流与卫星在轨道上的外热流无关，由星内温度控制点的温度作为条件。星内仪器设备很多，使每件仪器都得到考核是相当不容易的。

3. 试验工况

真空室压力：一般高于 1.3×10^{-3}Pa。

温度：验收级为最高和最低环境预示温度。鉴定级为最高环境预示温度加 10℃，最低

环境预示温度减 10℃。

高、低温保持时间：不小于 8 小时。

循环次数：验收级一般大于 4 次；鉴定级一般不小于 6 次。

4. 卫星试验技术状态

① 卫星为正样产品技术状态。

② 星内安装测温传感器。

③ 卫星划分若干温度控制区，选择温度控制点，安装温度控制传感器。

④ 卫星在真空室内安装同热平衡试验相似。

5. 试验程序

热真空试验程序与热平衡试验相似。其操作上差异反映在试验方法的要求上、方式上有所不同。如试验运行中，以温度控制点的温度为控制对象（不是热流），当星上仪器设备达不到规定时，可采取局部加热（或冷却）的措施。

6. 其它

试验中断和再试验的原则同热平衡试验；

试验后检查及试验结果处理、试验报告等要求基本上与热平衡试验相类似，只是内容有所差别。

参 考 文 献

[1] Test requirements for space vehicles (MiL—STD—1540B) USAF. 1982. 10.

[2] MiL—STD—1540B Revison test requirements for space vehicles Proceedings—institute of environmemtal sciences. 1982.

[3] Application quidelines for (MiL—STD—1540B test requirements for space vehicles (MIL—HDBK—340) USAF. 1989. 7.

[4] 卫星环境试验要求 (GJB 1027—90)，国防科工委军标中心。

[5] 卫星声试验方法 (GJB 1197—92)，国防科工委军标中心。

[6] 卫星热平衡试验方法 (GJB 1033—90)，国防科工委军标中心。

[7] 卫星振动试验方法 (QJ 1579—88)，航天工业总公司七 0 八所。

[8] 国际通信卫星 VI 地面试验，航天工业总公司五院五一二所。

[9] 人造卫星力学环境试验，中国空间科学技术，1982—2。

[10] 振动手册 （译文 "Vibration Manual" Ciaude Green 著）. 航天工业总公司《强度与环境》编辑部，1982。

第15章 成本分析

15.1 概述

近半个世纪里，航天技术飞速发展并取得了一系列的成就，令人信服地显示出它的重大作用。航天技术不仅为经济建设、科学文化和社会生活等各个领域的现代化提供了有力的工具，带来了传统技术无法达到的经济和社会效益，同时，它的发展也成为体现一个国家的综合国力和当代科学技术发展水平的重要特征。可以预见，随着航天技术的发展，随着对空间资源的进一步开发利用，必将对人类未来的经济发展和社会文明的进步，产生巨大而深远的影响。

航天技术，是耗费大量人力、物力、财力资源的大型复杂的系统工程。国内、国外人造卫星型号研制经验教训告诉我们，工程急于上马，经费估算偏低都不乏其例。工程经费超支常常引起追加经费、延长研制周期、降低产品性能等问题。经费超支还会导致工程下马，而此类工程常在花费大量资金后才下马。无论哪一种情况，都会浪费宝贵的资源。因此，从任务一开始就要把技术经济分析视为至关重要的问题。卫星总体方案中，必须既有技术上的优越性，又有经济上的合理性，并要结合各项技术的具体内容进行经济效果计算和分析比较。经过实践，在相当一部分工程技术人员中，已经认识到技术工作必须讲求经济效果，技术经济分析是工程技术人员必须具备的基础知识。在进行总体工作中，应从系统工程的角度评价卫星工程的经济性，运用功能成本分析方法来提高设计水平，提高经济效益。

关于成本估算，现在尚没有类似于应力应变分析成轨道力学那样满意的公式。即使有一些公式，也是根据经验推导出来的，而不是建立在物理原理的基础上，在许多实例中，成本估算是按照“自己的特点”原则来做的，至于要获得一些关于成本较高的原因的通用解释，似乎还没有经验基础。

在本章中，我们将研究与成本估算有关的因素，介绍成本估算的分析方法与有关的经济学因素，提出今后降低空间系统成本的途径。

15.1.1 卫星工程费用预测的意义

广义的技术经济实质上就是生产和生产力的经济，技术经济分析就是对生产和生产力的经济问题进行分析和研究，或者具体地说，就是对各种技术方案，如投资问题、技术性能、产品结构、工艺方法以及各项技术政策和技术措施等，进行经济效果的分析、计算、比较和评价，选择能节约劳动消耗的最优方案，使其达到技术上先进和经济上合理的目的。

1. 研究卫星发展战略、规划，进行宏观控制的依据

航天技术具有政治、军事、经济、社会、科技、生态、环境等综合效益。世界上发展航天的国家和地区愈来愈多，约有60个国家和地区投资发展自己的航天科技，有170多个

国家和地区通过各种关系和渠道利用航天成果。全世界从事航天事业的科学家、工程师、技术员和管理人员已超过150万人，航天总投资已超过4500亿美元。所有航天国家都已经或正在制定航天规划，筹集航天资金，发展航天科技以面对21世纪航天工业化、商业化、军事化的挑战。

航天技术的发展项目都属于大型投资项目，卫星工程也不例外。国家在制定航天技术政策，编制发展规划，需要确定恰当的发展目标，要适应经济发展目标的需要，客观地分析世界技术发展的趋势，并从国家的技术能力、经济和社会条件的实际出发。费用的预测及分析，正是制订卫星工程发展规划，从而进行宏观控制的重要依据。同时，也是进行卫星工程效益评价的基础工作。

2. 纳入社会主义市场经济轨道的需要

经过三十多年的发展，人造卫星已由试验阶段进入应用阶段。卫星产业的雄厚技术实力，已经具备了为其它国家研制生产卫星和合作研制生产卫星的能力，具备了进入国际市场的能力。卫星是特殊商品，有它的特殊性，但应首先看到它是商品。当卫星进人国际市场就不可避免地要进行询价、报价、招标、投标、谈判等一系列对外贸易活动。如何按照国际市场惯例，提出合适的价格。缺乏定量分析，对卫星研制、生产费用就不能进行全成本核算。随着卫星商品化、国际化，对卫星工程费用预测已成为一个亟待解决的问题。

随着国内经济体制的改革，型号研制拨款方式的改变，也使得卫星型号逐渐步入商品化范畴。原先的隶属关系、合作关系都将变为指令性计划下的经济合同、协议关系。研制单位与用户、研制单位内各个层次之间都以经济承包责任制为基础签定了承包合同和协议。而在承包书中，最为敏感的、重要的就是费用。我国过去的定价办法、成本的构成等是在产品计划经济下建立起来的，有很多不合理的地方。按价值规律办事，进行卫星费用的预测，不仅是为进入国际市场，而且更为需要的是内部经费核定。

3. 总体优化设计的需要

卫星工程发展初期，主要是解决有无问题，国家是大量的投资，在各项研制中，考虑技术因素多，考虑经济因素比较少。卫星工程总体在可行性论证、方案论证中，选择技术发展方向，也就是说采用什么技术，发展什么技术，限制什么技术、淘汰什么技术，衡量的标准是综合的经济效益和社会效益。技术的先进性固然是重要的因素，但必须从我国的技术能力、自然条件、经济条件和社会条件出发，在促进卫星工程整体优化的前提下，对技术的先进性与经济、社会上的合理程度作出综合评价，选择适宜的技术。

4. 完善卫星工程管理的需要

费用、进度、效能是卫星工程管理中三个重要指标。费用预测是贯穿整个卫星工程研制生产过程的。在方案设想及概念研究阶段，对型号任务的规划及用户需求，要给予费用方而的约束，并通过费用预估加以验证。在可行性论证及方案论证阶段，适过费用预测对各种可行方案进行权衡分析、综合评价、建立起年度费用模型、阶段费用比制等一系列费用模型，为方案及型号项目的决策提供科学依据，同时也为制订经费使用计划提供依据。在初样、正样及运行阶段，费用预测的工作主要表理在成本费用核算、分析方而。因此说，费

用预测在整个研制生产过程中，都是卫星总体设计、工程管理的重要职能，必须进行充分的研究论证，使之达到管理的科学化、现代化要求。

15.1.2 卫星工程决策需要科学化

卫星工程的科学决策，就是在经济理论指导下，按照科学的方法程序，由掌握技术和经济知识的专业人员，运用可行性研究与技术经济分析理论和方法，针对需要决策的问题进行定性和定量的分析和评价，在此基础上作最优选择和决定。决策是一个过程，它包括问题的提出，制定目标，拟定方案，分析评价，最后从数种可行的方案中选出一种最佳的或比较理想的方案。进行卫星工程系统决策时，要紧紧依靠航天技术政策。它是从国家的国情和国力出发，各项政策符合国家经济、技术能力的实际，力求做到需要与可能相统一、技术与经济相结合、近期目标与长远发展相衔接。充分体现卫星技术大规模系统工程的特点，突出大总体与各系统的综合性、配套性及其协调发展，正确处理局部与全局、个性与共性、重点与一般的关系。技术政策是编制科技发展规划、经济和社会发展规划，指导科技攻关、技术改造、技术引进、重点建设以及产业结构调整和发展的重要依据。如果离开技术政策，而进行卫星总体方案研究、技术经济分析时，将带来很大的盲目性，最终可能导致失败，使研制工作半途而废。

近年来，卫星型号研制中，广泛采用了一种技术经济分析方法——可行性研究。又称可行性分析，或技术经济论证。可行性研究是决定卫星工程投资命运的关键。可行性研究首先应有目标要求，在满足目标要求的条件下，从各方面进行论证。一般要回答总体方案技术上是否可行，经济上是否有生命力，经济效果如何，能否筹到全部资金，需要多少投资，研制周期多长，人力物力来源是否有保障。核心问题是财务经济，最根本目的就是要使投资有效益。可行性研究是供决策人员在决策时参考之用，对待一个可行性研究，决策人员可以采纳也可以不采纳。决策是否正确，只有通过对比才能作出判断。对待卫星系统投资规模较大的工程，只有拟定一定数目的具有一定质量的可行方案，进行对比选择，这样决策才是科学的。特别应注意到，宁可多花些时间，把问题彻底搞清楚后再投资。实际工作中可行性研究还要分几个阶段：投资机会研究、初步可行性研究、最终可行性研究、评价和决策。

在进行卫星工程可行性研究时，要把定性分析和定量分析结合起来。定性分析和决策方法，是一种在占有一定资料的基础上，根据决策人员的经验、直觉、学识、洞察力和逻辑推理能力来进行决策的方法。随着应用数学和计算机的发展，引入了定量分析方法。定量计算不仅能使对与决策问题有关因素的研究更加精确化和深刻化，而且定量计算还有利于发现研究对象的实质和规律。特别是决策中不确定性因素和风险问题，通过定量分析，可以做出判断，便于决策者选择。目前卫星工程经济分析，往往是把定性分析和定量分析结合起来，同时加强调查研究，提高定性分析的客观性，减少主观成分。卫星工程研制周期较长，决策只有通过实施才能最后判断其好坏，在执行过程中要不断进行信息反馈，发现有不周密或者错误的地方，要及时如以纠正；如果在决定执行过程中情况发生变化，也应相应进行调整、修改；如果执行中发现原来决策不当，继续执行可能造成更大损失，应该停止实施。

15.2 成本分析基础

成本本身是一项复杂的指标因子。在卫星型号中它集中反映了：卫星的复杂性、技术的先进性、设计新颖性、系统可靠性与寿命、生产数量等因素。在以往，卫星成本的分析都是依靠过去已经发射卫星的经验数据作参考，以推算一个新型号卫星的成本。近几年来，已比较着重各种部件和主要设备的成本核算，以改善卫星成本分析的准确性。然而，对于卫星初步方案设计阶段，由于设计的详细情况还不很清楚，要进行卫星整星的成本分析，确是一件不容易的事。通常在这阶段进行成本分析的工作，主要是费用预测和估算。没有科学的研制费用估算方法，必然要出现各持己见的情况，在进行卫星工程成本估算之前，了解一下有关成本、费用、成本项目、成本预测的步骤和方法等有关基础知识，这对于今后费用预测工作的开展尤为重要。

15.2.1 成本的概念

成本一词在不同场合有其不同含义，完全视其用途而定，为适应不同经济管理目的，有许多不同成本概念。所谓成本简单说来是指完成一个工程项目或产品所消耗的活劳动与物化劳动的货币表现。这一概念是马克思在科学地分析了资本主义商品生产后，所作出的科学结论，它为人们研究卫星工程成本提供了理论依据。马克思把资本主义方法生产的商品价值，用公式表示为：$W = C + V + M$，W 代表物化劳动价值，V 代表活劳动中必要劳动价值，M 代表剩余价值。$C+V$ 是产品价值的基础，是资本价值的等价物或补偿价值。所以说成本是商品价值中的重要组成部分，是商品价值中的补偿价值。

成本管理的基本任务是：通过预测、计划、控制、核算、分析和考核，反映企业生产经营成果，挖掘降低成本的潜力，努力降低成本。成本这个概念，在财会人员的观念中，系指应用成本。传统财会所取得的财务记录，主要着眼于过去所发生的事实。而为决策提供依据的经济分析，则着重于预计拟将实现的技术方案所可能付出的代价。因此，经济分析人员与会计人员所持的观点往往是不同的，经济分析评价人员必须有全面的成本概念。要提高空间技术活动的经济效益，必先考察各项活动的成本。下面介绍与卫星工程项目经济评价有关的各种成本。

- 预测成本　即在卫星工程概念研究阶段、可行性论证阶段，凭经验，借助于科学的预测方法及模型，对各系统研制可能消耗和资源（或劳动）量所预估的成本。
- 核算成本　根据实际的资源（或劳动）消耗量核算的成本。
- 直接成本　能直接归属于某一或某批产品生产的费用。一般为原材料、燃料、工资等。
- 间接成本　难以直接归属于某一或某批产品生产的费用。一般指管理费。
- 总成本　以一批产品或以一定时期全部产品为对象核算（或估算）的成本。
- 单位商品成本　以单位商品为对象核算的成本。在批量生产情况下，单位商品成本是一种平均成本。
- 固定成本　指在总成本中，不随产量变动而变动的费用。
- 变动成本　指总成本中随产量变动而变动的费用。

· 使用成本　通常将与用户使用时所耗费的资源（或劳动）相当的货币量称为使用成本。

· 边际成本　是指每增加（或减少）一个单位产品产量（或劳动）而使总成本变动的数值。

费用是以货币为单位，用以计量在达到既定目标过程中所消耗的各种资源的度量。虽然成本与费用在定义上有所差别，分别注重于商品价值的形成和资源的消耗。但成本或费用都是说消耗资源，形成商品。如何降低消耗，也就是如何降低费用，降低成本是提高效益的前提，是管理水平高低的一个综合标准。

15.2.2　成本项目

按生产费用的用途进行分类而划分成不同的项目，通常称之为成本项目。成本项目的作用：(1) 可以反映直接用于产品生产成本的各种单项费用的消耗情况，以便同消耗定额进行对比分析；(2) 可以反映用于管理和组织生产上的综合费用消耗情况，便于同费用预算进行对比。

卫星工程成本项目的确定，应考虑航天工业产品有关规定，结合卫星工程特点，规定如下：

1. 原材料及外购件

直接用于卫星工程的研究、设计、试验、试制、生产、调试等而实际消耗的各种原材料、元器件、外购件、零部件等的原价、运费、装卸费、管理费等。

2. 外协费用

卫星工程研制过程中，委托外单位协助进行的零部件加工、处理、检测及工序协作等费用。

3. 设计试验费

指研制任务所需要的调研费、资料费、软件开发费、计算费、设计和各种试验、检验、鉴定等产生的费用。包括各种质量保证、环境试验、综合匹配试验、工艺试验、抽检试验等。

4. 专用费用

指为科研生产某项产品或任务而产生的各项专用费用。包括专用工装费、专项非标准仪器设备和测试设备费、样品及样机购置费、零星的土建费。

5. 燃料及动力费

直接用于产品生产的外购和自制的燃料和动力。(电、水、蒸汽、压缩空气等)

6. 工资及附加费

指直接从事研制的科技人员与工人的标准工资、补助工资和工资附加费。

7. 管理费

指为组织与管理卫星工程各项研制活动而产生的费用。

现阶段卫星研制产品也属于商品范畴，应考虑产品的销售成本，包括销售产品的生产成本、销售费用以及按照规定计入产品销售成本的其他费用。其中销售费用，是指企业在销售过程中为销售产品所发生的各种费用。如包装费、运输费、广告宣传费、展览费用等。

15.2.3 成本预测的基本原则

卫星工程成本预测中的多种方法，是依据社会经济发展的宏观规律性。经济发展中各因素之间的影响，客观存在着质量的成数量上的相互联系，运用预测科学的一系列定性、定量方法对资料进行分析，找出内在规律，预测未来。卫星工程的研制生产活动，是整个经济生活中一个独特的、重要的组成部分。其整个研制过程及发展变化同样有规律可循。只要我们运用科学的预测方法积极开展工作，认识卫星工程系统的特点与研制规律，并充分考虑工程系统的外部环境及内部条件，完全可以逐渐增强我们预见未来的能力，使卫星工程管理工作赶上世界先进水平。成本预测的基本原则是：

· 延续性原则　由于经济发展过程中，经济变量遵循的规律常表现出延续性，就是说过去和现在的经济活动中存在的某种规律会持续下去。这种延续性，规定了经济预测工作的延续性原则。以时间序列分析为代表的趋势外推预测方法，正是基于这一原则。

· 相似性原则　经济发展过程中，不同的（一般指无关的）经济变量所遵循的发展规律有时是相似的，即具有一定的相似性，这就规定了我们预测工作中的相似性原则。可以利用这种相似性，由已知的经济变量发展规律类推未知变量的未来发展。

· 相关性原则　经济发展过程中，一些经济变量之间往往不是孤立的，而是存在着相互依存的因果关系，即经济变量之间存在着一定的相关关系。利用经济变量间的这种相关性，我们可以通过对一些经济变量的分析研究，找出受这些变量影响的另一个（或一些）经济变量发展的规律性，从而用于预测。因果关系预测就是基于相关性原则的。

· 统计规律性原则　经济发展过程中，对于某个经济变量所作的一次观察结果往往是随机的，但多次观察的结果却具有某种统计规律性。经济变量的这种统计规律性，是我们应用概率论及数理统计的理论方法进行经济预测的基础。经济变量的关系是极其复杂的，经常是多种规律同时起作用，这就决定了经济预测工作的复杂性，常常要同时运用这几种原则进行预测。

15.2.4 成本预测步骤、方法

卫星工程成本预测，是可行性研究的重要组成部分。它是在认真分析研究各种影响成本的因素对成本的依存关系，结合发展前景，利用大量观察所得的数据，采用一定的科学方法，对一定时期的成本水平、成本目标进行测算分析和估计。成本预测又称为成本估算、费用预测、费用估算等。其目的是加强系统费用的预见性，提高经济效益。

卫星工程技术经济的研究分析方法和技术总体的研究有所不同。它主要采用下列两种研究方法。一是调查研究，就是对具体的生产、研究项目进行调查、分析、搜集各种技术经济的基本原始资料和数据。二是理论研究，它是综合地运用于自然科学研究中普遍应用

数学计算，社会科学研究中所应用的论证分析的方法，与卫星型号研究工作一样，技术经济分析也有它自己的工作程序，一般可分为以下的5个步骤（见图15-1）

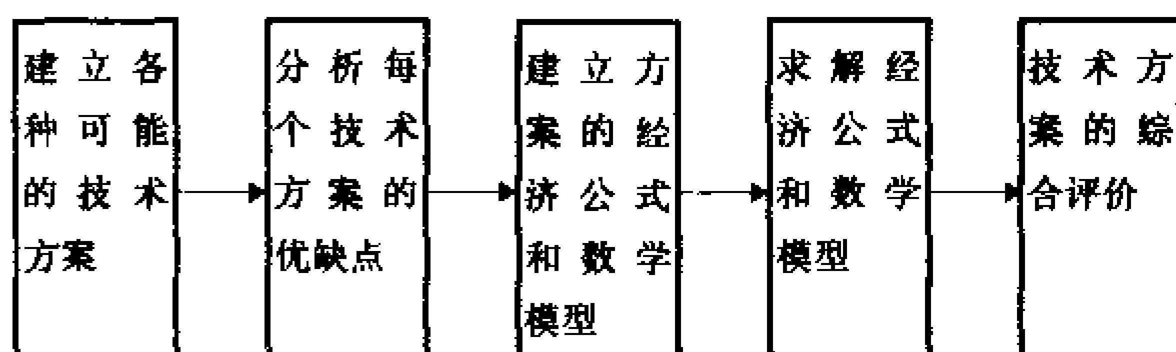


图15-1　经费预测程序

第一步，建立各种可能的技术方案。在列出卫星技术方案时，既不能把实际可能的方案漏掉，同时也不可能把实际上不存在的或不可能实现的方案，作为客观可能存在和实现的技术方案进行分析比较，应根据掌握的资料和情况进行全面的仔细的分析。

第二步，分析各种可能的技术方案，在技术经济方面内部和外部的利弊关系，以及其影响的因素。

第三步，建立各种技术方案的经济指标和各种参数之间的数学关系，列出相应的经济分析公式和方程式，或叫经济数学模型。

第四步，计算求解技术经济数学模型。

第五步，技术方案的综合评价，技术方案在技术经济方面的优缺点，有时并不能用公式进行定量计算。此时，就应建立评价体系，进行综合分析、论证和评价，从中选择并综合分析出最优的方案。

对卫星工程的费用进行预测，可从下述几种方法中任选一种。

· 自下而上法　卫星工程中，凡与某一分系统、子系统有关的单位，都估算其各自的费用，将估算结果总加起来，并且计其管理费，从而得出该项目的最终费用。

· 类比法　是根据相似性原理进行费用预测。即新研制或改进型卫星的功能、构成和性能指标，与已研制生产的卫星相类似，则可利用已研制生产的卫星费用，并考虑到配置上的差异，予以相应的修正，从而得出新研制或改进型卫星的费用预测值。

· 参数分析法　利用现有的数据库，仅采用极少量的技术特征量（如重量、尺寸、功耗），即可通过计算机处理得出相应的费用。

· 系统工程法　是一种定性和定量相结合的方法，把型号按工程结构进行逐级、逐项分解，通过专家调查，然后用若干参数，在众多专家意见的基础上综合起来，用专家智能建立模型，再进行运算，得出结论，再评审、修改，多次反复，直到提不出什么意见，就定下来。

15.2.5　预测要素

在预测过程中，通常要考虑时间、数据、模型、费用、精度、实用性等主要的因素，称之为要素。

· 时间　指对未来事物发展变化进行预测的期间。分为长期预测、中期预测、短期预

测。一般说来，定性预测方法较多地应用于长期的预测，而定量预测方法则较适合中期和短期的预测。与时间密切相关的一个因素就是物价指数。当预测跨年度时，就要考虑物价上涨的影响，对数据或模型加以修正。

· 数据　是预测的前提，也是选择预测方法的依据。通常在数据量很少的情况下，只能选择定性预测的方法。对定量预测方法的选择，要根据统计数据的散布趋势及类型而定。当数据随机影响因素很多，或为了提高预测精度而考虑不确定性因素时，就要选择风险预测方法。

· 模型　是对现实系统的抽象和描述。在一定的约束条件下，从现实系统或被测系统中提炼出本质的、能够反映其发展变化规律的要素，并建立起要素间的相互作用、相互制约关系，构成系统模型。常用的模型可分为实体模型、图式模型、模拟模型、数学模型。在这里，值得注意的一点是，模型的使用者即决策者不一定要理解每一种模型的数学关系式，而应该了解建立各种模型的基本假设是什么，在什么样的约束条件下，模型才能运用。

· 费用　指在预测过程中所发生的费用。预测技术从调研到编程及评价都需要创造性的劳动，使用先进的计算设备，软科学研究也是要与费用发生关系。显然，不同的预测方法将导致不同的预测费用。因此，在选择预测方法时，要考虑费用的约束。

· 精度　即预测值与实际值之间的误差，通常情况下，精度要求达到5%～10%，而在某些情况下，25%左右精度即可满足现实的需要。精度的提高往往与费用的增加成正比。因此，决策者对费用与精度要进行权衡。

· 实用性　预测的目的是为决策提供科学依据。而只有那些被理解了的预测方法，才能被决策者在实际中运用。因此，预测方法应尽量简化，易于理解掌握，避免繁琐的数学运算。

15.3　卫星工程大系统费用模型

航天技术发展到现在，已从探测太空和技术实验为主的阶段，进入了以利用对地高远位置资源为主的应用阶段，进一步是开发利用其它的太空资源。卫星工程技术的主要内容包括：人造卫星技术、运载器技术、地面测控技术、卫星应用技术。卫星工程按用途可分为：通信卫星、广播卫星、气象卫星、地球资源卫星、海洋卫星、测地卫星、导航卫星、科学卫星、军事卫星。卫星工程按运行轨道可分为：地球同步轨道、太阳同步轨道、返回轨道等。对这样的大型系统工程，经费是难于估算的。为了使总体设计人员易掌握，尽量采用简易、速算、通用的方法，能迅速估算出卫星工程费用。

15.3.1　系统结构

根据系统分析原理，将卫星系统按层次分级。第一级为卫星工程大系统。第二级为第一级子级，它包括卫星本体系统、运载系统、发射场系统、测控系统、应用系统。第三级为第二级系统的子级。以卫星本系统为例，第三级系统包括总体、结构、热控、姿态控制、能源、数据管理、测控、有效载荷等。

星体系统是进入太空并在轨道上完成功能任务的一个重要系统；运载系统的任务是将星体送入轨道；发射场系统，由发射场组成，场内有整套试验设施和设备，用以装配、贮

存、检测和发射航天器，测量飞行轨道，发射控制指令，接收和处理遥测信息；测控系统是对卫星进行跟踪、测量并控制其运动和功能的专用地面系统，由航天测控中心和若干航天测控站组成，简称测控网；应用系统是指卫星地面应用及卫星运营维持部分。

15.3.2 系统界面

卫星工程大系统，对第二级系统在时间、任务划分上，存在着一个系统间的分界问题，在进行经费估算时，可作如下假定。

卫星系统与应用系统　卫星由专用系统和保障系统两部分组成。专用系统国外称有效载荷，划归应用系统，按照国情有效载荷星上部分仍划归卫星系统预算。

发射场系统与测控系统　发射、测控两个系统在费用上交错相联，难以严格区分，在经费估算时，可以把测控、发射场两个系统合并，统称为发射操作服务系统。

运载火箭系统与发射操作服务系统　国外有些将运载火箭、发射场、测控两统称为发射系统。实际上运载火箭也是一个庞大的系统，应将运载火箭系统独立进行估算。运载火箭发射时，在发射场要进行燃料加注，与燃料有关的费用，划归发射操作服务系统预算。运载火箭专用测试设备，仍划归运载火箭系统预算。

卫星系统与运载火箭系统　卫星与运载火箭的对接、分离装置，对接试验等部分，划归卫星系统预算。

第二级系统的建模工作，既可以根据系统构成来进行，也可以系统中费用发生强度，性能参数对费用发生的影响等方法来建立费用估算模型。当然，在进行卫星工程估算时，应按照具体卫星型号定界，不应重复计算。

15.3.3 大系统模型

目前在进行航天器系统经费估算时，很多人采用了美国卫星成本估算模型，或者德国MBB公司建立的成本估算模型。但是，费用模型转换成我国实际情况时，却往往误差很大。在概念研究阶段，方案还不很清楚，在数据不充分的情况下，如果采用复杂的数学模型进行预算，是很不切实际的。我们拟采用工程统计速算法，计算基础是将我国历年已研制的卫星工程大系统支付的实际费用，国家批准正在研制卫星工程费用，进行逐项分析，从中找出规律性东西，作为卫星工程经费估算的依据。同时还按照市场经济发展趋势，参照国外的成本构成，进行必要的修正。经验直观观测法给我们提供了实际依据，经验具有连续性，经验评估服从于统计规律。对卫星工程大系统进行经费预测，可选用下列任一模型进行估算，一般应选择几种模型分别估算，进行比较，以提高预测精度。

· 系统构成模型　按卫星的型号系列分类，以系统构成为基础建立大系统的费用估算模型，确定系统间的费用比例，既适应现行管理体制，便于数据资料的采集分析，也为管理决策提供科学的理论依据。

卫星工程大系统费用计算公式如下：

$$S_K = S_1 + nS_2 \tag{15-1}$$

或 $$S_K = C_X + C_Y + C_Z + C_F + C_W \tag{15-2}$$

其中 $C_W = nS_2$

$C_F = C_f + C_K$

式中：S_K ——卫星工程大系统总费用；

S_1 ——大系统投资费用；

S_2 ——大系统年度运行费用；

n —— 运行年限；

C_X ——卫星本体费用；

C_Y ——运载火箭费用；

C_Z ——应用系统费用；

C_F ——发射操作服务系统费用；

C_W ——运行维持系统总费用；

C_f ——发射场费用；

C_K ——测控网费用。

· 系统动态模型　在式（15-2）中，C_X,C_Y,C_Z,C_f,C_K,C_W 又可根据不同系统状态进行费用的动态计算，这 6 个系统可划分为：

（1）定型状态：即卫星本体、运载火箭为定型型号，发射场、测控网、地面应用站为已建成或投入使用的系统。

（2）改建状态：系统需要部分改进设计或改建、扩建。

（3）新建状态：系统需要重新设计或新建。

设定型状态二级系统的费用依次分别为 C_1,C_2,C_3,C_4,C_5,C_6。定义改建系数为 α，新建系数为 β，则：

$$\alpha_i = \frac{C'_i}{C_i} \qquad \beta_i = \frac{C''_i}{C_i}$$

（i =1，2，3，4，5，6）

式中：C_i ——i 分系统定型状态费用；

C'_i ——i 分系统改建费用；

C''_i ——i 分系统新建费用。

卫星大系统动态总费用 S_D 则为

$$S_D = C_i(I\ \alpha_i\ \beta_i) \tag{15-3}$$

（i =1，2，3，4，5，6）

即

$$S_D = (C_1C_2C_3C_4C_5C_6)\begin{Bmatrix}1 & \alpha_1 & \beta_1 \\ 1 & \alpha_2 & \beta_2 \\ 1 & \alpha_3 & \beta_3 \\ 1 & \alpha_4 & \beta_4 \\ 1 & \alpha_5 & \beta_5 \\ 1 & \alpha_6 & \beta_6\end{Bmatrix} \tag{15-4}$$

例如，卫星系统、应用系统为新设计的，运载火箭、发射场、地面测控网为原有的，运行维持系统为改建的，则卫星工程大系统的动态总费用为：

$$S_D = (1+\beta)C_1 + C_2 + (1+\beta)C_3 + C_4 + C_5 + (1+\alpha)C_6 \tag{15-5}$$

· 系统参数速算模型　在制定技术政策，编制规划时，主管机关希望能很快地粗略地了解到费用情况，我们经常使用航天器重量参数法来估算费用。即把空间平台大系统分成空间、地面应用、运行管理三部分，按照卫星系统经验数据进行速算。其数学公式可以表示为：

$$S_S = AKW + C_Z + C_W \tag{15-6}$$

式中：S_S——卫星工程大系统总费用；

W——卫星总重量；

K——把1公斤重量卫星送入轨道，所需投入的卫星、运载火箭、发射场、测控网的费用之和；

A——研制状态系数。按照新研制，改建等状态不同，所投入的研制费是不同的，一般取2～5。

运用系统参数速算模型进行费用估算时，关键的是K值选取。K值按卫星型号系列进行区分，不同类型的卫星应按照经验选取不同的K值。通常为简便起见可按地球同步轨道、太阳同步轨道、近地轨道等，选用K值。

· 系统分析综合模型　为了使预测尽可能准确，还需要发动参加研制任务的人员广泛进行讨论，尽量避免以少数人的经验作为依据。采用定性和定量相结合的方法，由众多专家选用多种参数，不同的模型得出一系列卫星工程大系统费用，如S_{K1}、S_{K2}、S_{D1}、S_{D2}、S_{S1}、S_{S2}……。

按数值大小顺序排列，进行综合分析。按概率论及经验，为使费用预算值误差较小，更切合实际，可以用下列经验公式表示为：

$$S = \frac{4b + 3c - a}{6} \tag{15-7}$$

式中：S——卫星工程大系统期望估算费用；

a——系统费用最小值；

b——系统费用中间值；

c——系统费用最大值。

15.4 卫星系统费用估算

研究卫星成本估算方法，第一步是选择适当的卫星型号作代表，才有普遍推广应用的意义。第二步是有目的地收集成本及其有关的技术资料。主要应包括这些特性资料：1. 成本应分为循环成本和非循环成本两类，这是成本估算的原始参数；2. 收集各分系统及有效载荷的成本，以求得卫星的总费用；3. 制造和发射了几颗卫星。这是计算平均产品成本，并用一固定数量卫星，进行归一化处理，以考虑产品数量对成本的影响；4. 卫星重量数据，包括卫星净重和可消耗性的重量。这是成本估算的主要独立变量；5. 发射日期，尤其是第一次发射的日期很重要。这是权衡在整个研制和生产年限内，由于科学技术的革新对成本影响的一项时间参数；6. 投资期限，在投资年限内将考虑用基准年限进行归一化成本处理。

15.4.1 系统特性

· 综合性　卫星的运行，不仅是其内部的问题，还受到外界环境的制约，而系统内外

物资、能量、信息的交换都是在大系统机制的控制下进行的。因此，卫星费用预算的目标，是多方面活动内在要求的集中反映。与综合性相对应的是它的不可分性，但目标可分解成各项具体目标。

· 层次性　卫星系统构成是有层次的，是由总体，结构、热控、姿控、电源、测控、有效载荷、天线等各分系统组成的。因此，卫星的经费活动也是由各方面经济活动组成的。与此相应的技术结构也是分层次的，各项技术、经济都有各自的目标，这就决定了卫星经费目标，包括了不同层次的目标，具有层次性的特点。

· 阶段性　卫星系统的运行是动态的，是一个连续不断的过程，按照研制程序，分为O 阶段（概念研究）、A 阶段（可行性方案论证）、B 阶段（方案论证）、C 阶段（初样研制）、D 阶段（正样生产）、E 阶段（轨道运行和交付使用）。应按各个时期的技术状态、科技水平、环境条件、管理水平来确定不同阶段的经济目标。

15.4.2 估算依据

在进行卫星系统经费估算时，一般需要考虑以下几个方面的因素：

(1) 总体技术方案；

(2) 技术状态；

(3) 需要研制的攻关项目；

(4) 研制阶段与周期；

(5) 数量；

(6) 大型试验；

(7) 投入人力的多少；

(8) 管理水平。

经费估算应从卫星总体方案入手，考虑研制工作内容，剖析所需的经费情况。在概念研究和可行性方案论证阶段，通常是进行多方案比较，要根据不同方案指标的要求进行预测。总体方案技术指标，是经费估算关系较为密切的参数。比如，卫星的性质是地球同步轨道、太阳同步轨道、返回轨道；卫星用途是通信广播卫星、气象卫星、导航测地卫星、对地观测卫星、科学实验卫星；卫星总重量、有效载荷重量、推进剂重量、容积；有效载荷性质，通信容量与波段，遥感仪器谱段、分辨率，数据传输速率；卫星结构形式、尺寸，负载功率，控制方式；工作寿命、服务时间间隔等。总之，总体任务需求与技术状态的选择，它将影响到经费与投入的人力，研制周期的长短，也将直接影响到费用的时间价值。

15.4.3 估算原则

为简化运算便于比较，适应现代化管理方式，卫星系统经费估算的原则是：

(1) 卫星经费估算范围，包括研究、设计、制造、装配、试验、发射和应用等各个阶段。

(2) 经费估算均按照当年物价水平计算，不包含通货膨胀和外汇兑换率的变化引起变动的费用。

(3) 充分利用已有基础，基本立足于国内研制，重大技术改造费指新研制卫星型号所必须新增项目，一般要控制在总费用的 10%～20%范围之内。

(4) 应充分考虑到可能选用的分系统不同技术状态。如基本利用现有的技术研究成果，

在原有成果基础上改进，新研制项目，技术难度大的关键项目。

(5) 管理费均包含在各系统费用中，不再另立专项。管理费比例一般要控制在 5%～10%范围之内。

15.4.4 研制费用与产品费

卫星成本应分为二类来分别估算。

第一类为卫星研制成本，即卫星非循环成本，叫做一次性成本，或称研制费。它包括卫星研制过程中除发射星以外的全部费用，研制阶段中研究、设计、制造；模样、初样；环境试验、温控、电性和串联三颗初样星及其试验的费用。这些费用一次投资后，可多年收益，不需再投资。研制费与总体设计水平、生产经验有密切的关系。产品继承性越少，非标准化产品越多，则研制成本越高。

第二类为卫星生产成本，即卫星循环成本，叫重复性成本或产品费。它专指在研制后期生产第一颗发射星所花的成本，其中包括：生产、总装、测试以及发射前的若干成本，卫星发射前的储存保管费也包括在内。每颗发射星的成本将会随着卫星采购数量的增加而降低。

按照总体设计方案估算出卫星研制费与生产费后，总体设计人员应善于分析研制费与生产费的比例关系，判断其设计水平。表 15-1 例出研制成本与生产成本之间关系。

表 15-1 卫星研制费与生产费比例关系

NR：代表研制成本	R：代表生产成本
当 NR/R ＞3.50 时，需要工艺提高新的设计。	
当 NR/R ＝3.0 时，需要 100%的新设计。	
当 NR/R ＝2.75 时，需要 80%的新设计。	
当 NR/R ＝2.25～2.75 时，采用现有的设计，初样星和备份星是新的。	
当 NR/R ＝1.50～2.00 时，采用现有的设计，没有初样星和备份星。	

据经费分析，卫星的一次性成本即研制费较高，通常为产品费的 2～10 倍，视卫星在研制过程继承和沿用已有技术的程度，采用新技术、新材料或新工艺的多少而定。商品经济的规律之一是产品生产数量越多，成本就越低，因为随着生产技术的熟练，工艺的定型，工时就减少。每增加生产一发同样的发射星，卫星生产费用就要降低，估计它的费用比前一发的生产费用减少 5%。

15.4.5 卫星成本估算方法

卫星成本估算基本方法有工程统计法、数学模型法、特性类推法、专家意见法。其它还有综合与分析、协商估计、对比估计、详细估计等方法。比如，在统计方法中，是将估计关系中的解释变量（重量、功率、体积等）在较高层次上综合起来去预测成本。使用这一方法，需要的数据量相当大，要花费大量的人力、物力，代价很高。所以，它在卫星估算中应用并不广泛。

· 成本估算关系法

卫星不同于其他批量生产的产品，它的生产数量少，型号之间的差别大。在可行性论证和方案设计等研制初期，要精确估计卫星成本是相当困难的，通常只能给出一个大致的估计。估算成本用的数学模型叫做“成本估算关系式”。一种常用的、简单的数学模型是把卫星成本看作仅仅是卫星质量的函数，写成

$$C_{NR}(\text{或}\ C_R) = \alpha M^{\beta} \tag{15-8}$$

式中：C_{NR} —— 研制费；

C_R —— 产品费；

M —— 为卫星净重，即卫星总重减去推进剂重，单位（kg）；

α,β 　统计资料确定的常数。

按照 1979 年美元价值，研制费和产品费的单位为百万美元。求得的 α，β 值代入（15-8）式得出卫星研制费

$$C_{NR} = 0.315M^{0.678} \tag{15-9}$$

通信或导航卫星产品费为

$$C_R = 0.075M^{0.731} \tag{15-10}$$

气象或科学卫星产品费用为

$$C_R = 0.102M^{0.731} \tag{15-11}$$

由于现金的价值有时间性，且因将美元换算成其它货币的比值也随时间浮动。因此，有时将成本估算关系式（15-8）所确定的费用以“人年”作单位显然比较方便。这样估算结果不受通货膨胀和美元对其它货币兑换率的变动的影响，公式（15-8）就成为不受时间约束的通用公式。

· 系统比例法

可以概括地定义为在较低层次上，对任一单元运用几种方法进行估算，取其平均值，按照在系统中所占的比例关系，推算出系统数值。在实际工作中，应选择几个单元进行估算，可得到一组系统数值。按照统计理论进行综合分析，可得到期望的系统费用数值。这一方法的原理是运用经验与系统构成比例规律。它具有综合应用多种成本估算模型，多次循环修正，运算方法简便，实用性强，可信度大，精度高等特点。

运算步骤。第一步，是熟悉与掌握卫星总体任务、卫星类型、总体方案基本参数（卫星总重量、有效载荷、轨道参数、输出功率、工作寿命、服务方式），卫星系统组成、重量与功耗分配。第二步，依据总体性能参数，对同类型卫星系统构成经费比例进行多因素修正，得出本方案拟采用系统构成比例关系。第三步，对分系统进行费用估算。第四步，由分系统经费求解卫星总经费。

为了便于总体设计人员，经济师进行估算，现将我们总结的系统经费比例数据列于表 15-2，供经费估算时选用。

应根据对分系统熟悉的程度、经费数据资料状况，可选择 1～3 个分系统进行费用估算。而对某一分系统，可按几种模型求解，系统分析得出期望的分系统数值。现将常用的几种简易方法以介绍如下。

性能重量参数法

$$V_{sn} = aKW_{vn} \tag{15-12}$$

式中：V_{w} ——性能重量参数所求得的任一分系统费用；
α ——产品性能修正系数；
K ——卫星单位重量平均费用；
W_{vn} ——任一分系统重量。

表 15-2 卫星本体系统经费比例

序号	系统名称	代码	经费比例系数(%)			
			通信卫星	遥感卫星	科学卫星	返回卫星
1	总体		5～7	5～7	3～5	7～9
2	有效载荷系统		30～40	40～60	10～25	15～30
3	结构系统		3～5	4～6	7～10	10～12
4	热控系统		1～2	1～2	3～4	5～7
5	控制系统		15～17	10～15	12～15	15～17
6	电源系统		10～12	7～10	8～10	6～8
7	测控系统		6～8	5～8	12～15	8～10
8	数据管理系统		3～4	3～4	4～5	3～5
9	天线系统		8～12	3～5	3～5	3～4
10	电缆网		1	1	2～3	2～3
11	总装和试验		5～7	5～8	8～10	8～10
12	地面支持设备		4～6	3～5	5～7	3～5

在应用（15-12）式运算时，关键是产品性能修正系数与卫星单位重量平均费用的数值选择。分系统产品性能，可分为机械型、机电混合型、电子型。比如机械型有结构分系统、推进分系统；机电混合型有电源分系统、姿控分系统；电子型有测控系统、数据管理系统、通信分系统、遥感分系统等，产品性质修正系统数，参见表 15-3。

表 15-3 产品性能修正系数

产品性能	数值范围
机械型	0.6～0.8
机电混合型	2.3～2.7
电子型	3.5～4.5

K 值的确定是相当复杂的一项工作，应考虑卫星的类型、复杂程度、估算费用的时间。为了计算方便起见，假定 K 值范围是 2～8 万元/公斤。

技术状态参数法

$$V_{tn} = \beta V_{on} \tag{15-13}$$

式中：V_{tn} ——技术状态参数修正所求得的任一分系统费用；

β ——技术状态系数；

V_{on} ——任一分系统同类型产品费用。

分系统技术状态的判别，可分为利用现有成果、技术改进、新研制、技术攻关等四类。技术状态修正系数参见表 15-4。

表 15-4 技术状态修正系数

技术状态	数值范围
利用现有成果	1.5～2.0
技术改进	2.5～3.5
新研制	3.5～4.5
技术攻关	4.5～5.5

· 系统分析法

为了提高卫星分系统经费估算的准确性，可将性能重量参数法、技术状态参数法所求得的分系统费用数值综合处理。并考虑由于参数选择不当所造成的误差，一般还需要考虑增加 5%～8%的风险费用。计算公式是：

$$V_n = \left(\frac{V_{wn} + V_{tn}}{2}\right)(1 + r) \tag{15-14}$$

式中：V_n ——期望的分系统值；

r ——风险系数。

卫星系统费用求解。将所得到任一期的分系统费用，按照表 15-2 所提供的分系统比例系数，对应求得一个卫星系统费用。

$$C_{xn} = \frac{V_n}{\eta} \tag{15-15}$$

式中：C_{xn} ——任一卫星费用；

η ——分系统比例系数。

· 综合分析求解法

在计算过程中，可能会选用几个不同的分系统期望值，推算出一组卫星系统费用数值，按照大小顺序排列，代入式（15-7），即可求得所期望的卫星费用 C_x。某些时候，为了提高计算精确度，将 C_x 数值按表 15-2 比例，进行卫星分系统费用预分，与其对应的数值进行比较修正，经过多次反复，能得到满意的结果，最后将 C_x 确定下来。

15.5 发射系统费用分析

发射系统包括运载火箭、发射场、测控网三部分。航天运载火箭是一项耗资巨大的复杂的系统工程，它的经费问题已成为当今发展航天事业的主要制约因素之一。航天技术发展初期，对发射场、测控网的建设，运载火箭的研制，已投入大量资金，进入正常业务阶段，则费用大大降低。在考虑卫星工程大系统时，为卫星配套的全部支持系统，运载火箭、地球测控网，发射场、着陆场，不需要重新开始安排，而应充分利用现有条件，改建或扩建，这样可节省投资。

15.5.1 运载火箭成本分析

运载火箭研制总费用，是指从研究、设计、试制、试验直至定型提供第一套正样为止所需的全部费用。应包括研制、发展、试验与鉴定费、全部辅助设备生产费、新基地和新设施的全部费用、管理费及产品费。

研制总费用是由动力系统、箭体结构分系统、控制分系统、遥测分系统和外测安全分系统的各项研制费用，以及一定比例的总体工艺和试验费、管理费及不可预见费等组成。各分系统的研制费用为其各子系统研制费用之和。

研制费用估算所需的有关参数和基础数据的主要来源有：

(1) 新的运载火箭研制总体部门提供的数据。运载火箭的总体、各分系统、子系统及其产品的主要技术性能参数。由工程技术人员根据总体技术要求初步确定的各分系统、子系统及其有关产品、零部件的结构、尺寸、重量，各类测点参数等；工程技术人员根据总体技术要求，确定的冗余量所需的试验内容、试验时间和试验次数等。

(2) 现有运载火箭的历史数据。现有运载火箭的总体、各分系统、子系统及其产品的技术性能参数，产品、零部件的结构、尺寸、重量和单价，各类测量点数等；现有运载火箭、各分系统、子系统及其有关产品在研制和生产过程中发生的各有关费用。

(3) 参考国内外有关文献资料的少量数据。运载火箭研制费用估算方法有参数估算法、工程估算法、综合估算法。虽然我们已掌握了运载火箭研制技术，新的运载火箭研制在很多方而可以继承已有的技术和经验，但也对研制工作提出了许多新的研究课题。因此，在概念论证阶段还不能对每一分系统的技术方案作出详细描述，对不同分系统的技术方案细化的情况也不相同，我们只能根据各分系统技术方案的相对成熟程度，进行不同程度的细化。在此基础上，根据每一分系统的具体情况，分别选用工程估算法、参数估算法、类比法、经验估算法等进行综合估算，以求取得比较正确的费用估算结果。应将综合估算法编成模块化通用软件，输入适量参数和数据后，由电子计算机完成系统内各项费用的全部估算任务。

根据不同分系统或子系统的技术特点和历史数据积累的实际情况，主要采用下列数学模式。

$$C_1 = (1 + J)C_0(\frac{X}{X_0})^{\star} \tag{15-16}$$

式中：C_1 ——某产品或零部件的研制费用；

C_0 ——现有同类产品或零部件的研制费用；

X ——某产品或零部件的技术参数（可以是推力、重量等）；

X_0 ——现有同类产品或零部件的技术参数（可以是推力、重量等）；

n ——小于1的指数（可在0.6～0.7范围内取值）；

J ——技术风险成本系数；

$(1+J)$ ——技术风险修正系数。

$$C_2 = (1+J)f \cdot C_p \tag{15-17}$$

式中：C_2 ——某产品或零部件的研制费用；

C_p ——某产品或零部件的生产费用；

f ——现有同类产品或零部件研制费用和生产费用的比值。

$$C_3 = \frac{C_r}{\beta} \tag{15-18}$$

式中：C_3 ——某项目的研制费用；

C_r ——某项目中某一分项目的研制费用；

β ——某项目中某一分项目研制费用占该项目研制费用的比例。

$$C_4 = (1+J)PC_{pm} \tag{15-19}$$

式中：C_4 ——某项目研制费用；

P ——当量测量参数点数；

C_{pm} ——单位当量测量参数费用。

运载火箭成本模型建立，需要采集大量的数据，按照技术性能与运载能力，应分别建立地球同步轨道、太阳同步轨道、低轨道运载费用模型。据统计资料，低轨道运载器最经济的运载高度为400km左右，由于运载器对不同的轨道高度和轨道倾角，其运载能力是不同的，为了便于经费估算，可将各种运载器运载能力，统一到同一标准，即统一到发射高度为400km这个基数上。这样可将运载火箭运载能力折合到标准的重量上，可以避免各种运载器的不同发射高度和角度带来的理论计算误差。为了进行卫星工程大系统成本预测，对运载火箭成本估算，常采用下列简易速算模型。

$$C_y = BKW_p \tag{15-20}$$

式中：C_y ——运载火箭费用；

B ——研制状态因素，暂定为1.5～2.5；

K ——运载火箭运送1公斤航天器，进入400km圆轨道需要支付的费用；

W_p ——运载火箭标准运载重量。

从技术经济角度看，在卫星工程大系统设计中，选用定型的运载火箭是较为经济的方案。统计数据资料分析，运载火箭的研究、发展、试验与鉴定费，约占运载火箭系统投资的60%～70%，正样产品费仅占运载火箭系统投资的7%～10%。每增加生产一发同样的运载火箭，费用还要降低，估计它的费用比前一发运载火箭的生产费用减少5%。

15.5.2 发射操作服务费

发射操作服务系统费用，包括发射场费用与测控通信系统费用两部分。是指从卫星和运载火箭进入发射场开始，直到卫星进入轨道运行，并交付使用为止的全过程中所需支付

的费用。该费用是由直接操作费用、间接操作费用及其它费用组成。发射操作服务费用模型，拟用如下公式计算。

$$C_F = C_{1F} + C_{2F} + C_{3F} \tag{15-21}$$

式中：C_F —— 发射操作服务的总费用；

C_{1F}——直接操作费；

C_{2F}——间接操作费；

C_{3F}——其它费用。

· 直接操作费，是指在发射操作过程中与卫星、运载火箭直接有关的费用。包括发射前操作费（专列运输费、技术阵地检测与综合调试费、发射阵地组装和综合测试费）、运载火箭推进剂费用（包括推进剂贮存损耗费用），发射和飞行中测控费（包含测控台站、测量船这部分费用）。

· 间接操作费，是指发射基地、测控网和其它有关部门为正常发射所必须支付的费用。包括行政管理费、安全警卫费、系统工程保障费和所需设备仪器的维修费等。

· 其它费用，包括发射基地、测控台站技术改造和现代化建设的投资，可以采用全成本的方法以进行分摊。还有故障对策分析费。

发射操作服务费的估算，是一次较为复杂的事，发射场与测控网建设是需要国家相当规模的基础投资，其固定资产与大型设备的折旧费，如何进入发射成本是值得研究的问题，按照惯例基本建设投资不计入成本。国外发射操作服务费较低，一般是运载火箭产品费的7%～15%，为了进行大系统费用估算，按照实际情况，我们分三种类型比例估算：(1) 小型运载火箭，发射操作服务费是火箭产品费的 80%～90%；(2) 中型运载火箭，发射操作服务费是火箭产品费的 40%～50%；(3) 大型运载火箭。发射操作服务费是火箭产品费的25%～35%。

15.6 应用、运行系统费用分析

卫星技术与许多科学技术的交叉和渗透，产生了一些新技术如卫星通信、卫星遥感、卫星导航等，这些技术统称为卫星应用技术。卫星应用技术在国民经济、国防建设、文化教育和科学研究等方面发挥着越来越重要的作用，其综合效益十分显著。航天技术主要通过卫星应用转化为生产力，产生巨大的社会和经济效益。卫星应用系统是航天工程系统的组成部分，同时也深入到众多的应用部门，发展成为应用部门的新技术系统。卫星应用系统主要包括应用卫星有效载荷和卫星地面应用系统，前者又从属于人造卫星，这里所涉及的内容主要是指卫星地面应用系统。

卫星地面应用技术是综合性科学技术。一些复杂的卫星地面应用技术，可分为信息获取、接收和传输技术，信息处现分析和显示技术，信息分发和储存技术，应用基础研究，模拟实验，业务应用技术等。卫星地面应用系统是卫星地面应用技术的物质技术基础。卫星工程系统所涉及的卫星地固应用系统，一般是指对卫星获取或传输的信息进行接收和处现的大型地面系统（如卫星通信地球站、卫星气象地固系统、资源卫星应用系统等）以及空间科学应用系统。

15.6.1 应用系统费用分析

实际上也可以这样考虑，卫星应用系统费用由有效载荷产品费、有效载荷研制费、地面应用系统费用、应用系统维持费（包括有效载荷更新费用）。应用系统费用模型如下：

$$C_Z = C_{1Z} + C_{2Z} + C_{3Z} + nC_{4Z} \tag{15-22}$$

式中：C_Z —— 应用系统费用；

C_{1Z}——有效载荷产品费用；

C_{2Z}——有效载荷研制费用；

C_{3Z}——地面应用系统费用；

C_{4Z}——应用系统每年维持费用。

为了简化方便起见，在卫星总体概念研究和可行性方案研究中，经常采用重量参数模型。

$$C_{1Z} + C_{2Z} = KW_Z \tag{15-23}$$

式中：W_Z —— 有效载荷重量；

K ——卫星单位重量平均费用。

通常这里 K 可以不考虑产品性能与技术状态系数的修正，取 K 的平均值即可。

在此基础上由此经验可得

$$C_{3Z} = C_{1Z} + C_{2Z} \tag{15-24}$$

$$C_{4Z} = \frac{1}{3}(C_{1Z} + C_{2Z} + C_{3Z}) \tag{15-25}$$

此外，还可用下列经验公式估算

$$C_{1Z} + C_{2Z} = \frac{1}{2}C_Z \tag{15-26}$$

15.6.2 系统建设与维护费用

卫星应用部门在方案可行性论证阶段，为了预估工程投资，往往要对系统初期建设费用及维护费用进行计算。这里介绍国际通信系统估算的一种方法与应用实例，供总体设计人员参考。

卫星通信系统的初期建设费用包括宇宙部分（即星体和发射费用）的建设费及地面部分的建设费（不包括研制费），计算公式如下：

$$C_E = C_g N_g + \frac{N_S}{P \cdot n} C \tag{15-27}$$

式中：C_g ——各地球站的平均建设费；

N_g ——地球站的数目；

N_S ——轨道上所需的卫星数目；

P ——发射卫星的成功率；

n ——每个运载火箭发射的卫星数；

C ——包括卫星及运载火箭在内的发射费。

宇宙部分的建设费与卫星轨道控制方式和用途范围有关。表 15-5 为一种国际通信卫星系统的初期建设费用一览表。

表 15-5　国际通信卫星系统初期建设费用　　　　单位亿元（日）

轨道方式 / 项　目	可控极轨道		同步轨道
	随机制运动卫星	相位置运动卫星	
轨道高度 h (km)	10200	20200	35860
轨道上所需的卫星数目 N_s	16 颗	6 颗	3 颗
发射卫星的成功率 P	0.80	0.75	0.70
每个运载火需发射的卫星数 n	1	1	1
包括卫星及运载火箭在内的发射费 C	30	35	40
宇宙部分的建设费 $\frac{N_s}{P_n}C$	600	280	170
每个地球站的建设费 C_g	28	28	20
地球站的数目 N_g	20 个	20 个	20 个
地面部分建设费 N_g、C_g	560	560	400
总　　计	1160	840	570

从表中看出，不同轨道控制方式，建设费用也不同，同步卫星系统的建设费用最低。

地面部分的建设费主要是地球站建设费。以同步卫星系统的 A 类标准站为例，它的建设费与天线的抗风能力，地球站的品质因素 G/T 值等都有关系。特别是国内卫星系统及地面建设，由于要求、容量、通信方式等比上述的国际卫星通信系统低得多，因此，需要的费用也少得多。随着技术的进步，各种费用将进一步降低，现在，卫星技术除作为国际主要通信手段外，已被世界各国所大量采用。

卫星通信系统的维护费用也分为宇宙部分和地面部分，决定宇宙部分维护费的主要因素是卫星的工作寿命。新型的同步卫星寿命可达十年以上，寿命越长，费用越低。对于地球站的维护费用，可用年话路（即一年用一路电话）的折旧费 D、经营费 Q（包括工资、材料、电力等）以及宇宙部分的租用费 S 的总合来衡量，并作为地球站"年话路"的维护费。

卫星线路的使用方式有两种，一是预分配方式，二是按需分配方式。按预分配方式使用卫星线路，地球站的"年话路"折旧费和经营费与使用线路成反比，而宇宙部分的使用费则与该系统使用的全部线路数目成反比。按需分配使用方式，地球站的"年话路"折旧费和经营费与使用的平均线路数成反比，但是当达到一定路数后，便与使用的线路数增减无关。而宇宙部分的使用费，也与该卫星系统使用的全部线路数目成反比，但基本上保持在一定的范围内。

小型站的建设费用比大型站建设费用低得多，因天线小、设备简单，不需要配备高级低噪声接收机等。但是，小型地球站的年话路维护费很高，尤其是预分配使用方式。而按需分配方式则可以使其大有改善。小型地球站"年话路"维护费高的原因是：站的电话线路少，为保持卫星转发器的功率，就要求各个地球站发来的功率差异不能过大，以避免交调干扰。另外对于小型站要达到规定的 EIRP，发射机的功率就要大，而且每一话路的平均卫星功率也比大站的多几倍。当一地球站的话路比另一站多 20 路时，其"年话路"的经济效益就显著。当多于 200 路时，大站比小站的"年话路"维护费低 10 倍左右。总之，按预分配方式使用卫星线路时，"年话路"维护费大站低于中站，中站低于小站。假如，在一年

内，单位资料费为500万及700万日元，地球站平均折旧费为建设费的10%，假定运行维护费也为10%。据国外经验，线路数在30对以上时，用大型站最经济。小型站的最有利线路是几路以下，见表15-6。

表 15-6　　　　单位：亿日元

地球站	初期建设费	利用单位	S_1	S_2	线路不同时的（$D+Q$）			
					1	10	100	1000
大型站	20	1	0.05	0.07	4	0.4	0.04	0.004
中型站	10	2	0.1	0.14	2	0.2	0.02	0.002
小型站	5	6	0.3	0.42	1	0.1	0.01	0.001

注：S——"年话路"卫星使用费；
　　D——折旧费；
　　Q——经营费。

单位资料：500万及700万日元、年折旧率10%。年经营率10%。

15.7　技术、经费与进度分析

卫星总体设计与计划管理工作者的作用是：以负担得起的费用，在限定的时间内获得性能符合使用要求的卫星，并能正常运行，获得最大的效益。

人们对过去卫星研制与计划曾作过大量详尽的调查研究。结果发现，一些计划常常达不到预定目标：性能不符合要求，费用超支，进度推迟。从绝大多数情况来看，计划达不到预定目标有如下原因：要求不当（任务苛求，通常造成人为的技术难题）；未能设法排除技术风险；外来干预影响计划原定的目标。但是，这些原因仅是一些表面现象，根本的问题乃潜伏于总体与计划部门之中。成功的计划具有两个主要特点：

1. 有一位强有力的、知识渊博的计划主管人，总揽计划的一切事宜（分配任务、编造预算、控制经费、作出技术决策），有权最后拍板；

2. 有一个精干的、专心致志的工作班子，分理计划、技术的各项任务。

大量事实说明，计划与技术严重脱节、技术与经费脱节。在整个研制与经费计划管理体系中，计划管理人员中，知道计划的总体使用要求比例较低，能说明技术性能与使用要求之间的关系人很少；只有极少数管理人员懂得为他们的计划所采取的行动对减少技术风险的意义；约一半人知道他们的主要工作取得了什么进展，遇到了什么难题。同样的情况，总体技术设计人员对经费、计划全面了解的不多，知道技术性能与经费关系的比例较低；能说明技术性能与经费估算之间关系的人也很少；只有极少数的设计人员能进行经费估算。加剧这种情况的主要原因之一，是研制计划的管理人员素质不高，对最终据供使用的产品缺乏负责到底的精神。管理者可能仅在研制期间发挥作用，而实际工作最后产品都要在轨道上运行若干年不断提供使用。

卫星总经费确定后，要考虑是否包含如下几项费用：基建专款；技术改造费用；产品

投保费用；管理费；工资费用；支付卫星研制以外的费用。如有上述的专款和费用，应一并减去，余下才是型号研制的真正可分数。否则，所确定的可分数，会影响到向下预分的准确性。对一个卫星按型号研制阶段预分比例是：

A 阶段：占可分数 2%～4%；

B 阶段：占可分数 4%～6%；

C 阶段：占可分数 40%～50%；

D 阶段：占可分数 40%～45%。

还必须注意到，A 阶段与 B 阶段所做的技术决定，对总费用的影响占 70%，C 阶段与 D 阶段只占 30%。而研制计划的实际费用，早期阶段仅占总费用的 10%，其余的 90%是在后期使用的。如果管理人员没有为全盘计划负责的精神，就不可能尽量降低总的费用。更应重视方案阶段前期的工作管理，投资不到 15%，却能决定总技术的约 85%。因此，要切实注意方案阶段工作。要经过评审，在经费、人员、条件落实情况下，才能转入下一阶段工作。

参考文献

褚桂柏主编．空间平台．北京：中国科学技术出版社，1993.

［Ｇｅｎｅｒａｌ Ｉｎｆｏｒｍａｔｉｏｎ］
书名＝空间飞行器设计
作者＝
页数＝４３６
ＳＳ号＝０
出版日期＝
Ｖｓｓ号＝８３９９１９８３